



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA
BARCELONATECH

Escola Superior d'Enginyeries Industrial,
Aeroespacial i Audiovisual de Terrassa

Estudi i disseny d'una biga de material compost com a element estructural d'un avió RC de competició

Autor: Oscar Gómez López

Director: Lluís Gil Espert

TREBALL DE FI DE GRAU
Grau en Enginyeria de Vehicles Aeroespacials

Department d'Estructures i Resistència de Materials
Escola Superior d'Enginyeries Industrial, Aeronàutica i Audiovisual de Terrassa
Universitat Politècnica de Catalunya

10 de Juny 2019

Agraïments

La realització d'aquest projecte no s'hauria pogut dur a terme sense l'ajuda d'un gran grup de persones, a les quals voldria donar un sincer agraïment per la seva col·laboració.

En primer lloc m'agradaria agraïr el suport incondicional de la meua família i amics durant la realització del TFG i durant els quatre anys de grau.

En segon lloc voldria donar les gràcies a tots els membres de l'equip Trencalòs per la seva col·laboració amb la investigació i a l'equip per totes les coses que m'han permès aprendre els tres anys en els quals hi he estat involucrat. També voldria agraïr al Dr. Lluís Gil Espert per la seva direcció d'aquest TFG i per la seva disponibilitat per resoldre qualsevol dubte o problema.

Sense el suport financer i els materials provistos pels diferents patrocinadors de l'equip Trencalòs: el programa INSPIRE³ de l'ESEIAAT, l'Ajuntament de Terrassa, EVONIK, FabLab Terrassa i Fundació CIM, la construcció dels diferents prototips i la construcció de l'avió per la competició no hauria estat possible. M'agradaria agraïr als patrocinadors esmentats la seva col·laboració amb l'equip i la bona tasca que fan ajudant a projectes d'estudiants a poder ampliar els seus coneixements amb projectes reals dins de l'àmbit universitari.

Abstract

L'associació d'investigació i divulgació tecnològica Trencalòs és un equip format majoritàriament per enginyers aeroespacials de l'Escola Superior d'Enginyeries Industrial, Aeroespacial i Audiovisual de Terrassa. La principal activitat de l'equip és la participació en la competició internacional *Air Cargo Challenge*.

Per al disseny de l'avió participant a la competició de l'edició 2019, l'equip va decidir continuar amb el concepte de pell estructural desenvolupat per l'edició del 2017 canviant el disseny conceptual de l'estructura interna de l'ala i el sistema d'unions.

En l'àmbit d'aquest TFG, per configurar el disseny estructural de l'avió s'ha dut a terme un procés iteratiu. Per realitzar els dissenys definitius de la biga, s'ha desenvolupat un software propi de càlcul estructural per poder estudiar diferents configuracions amb diferents materials. El disseny definitiu de l'estructura s'ha extret de la solució més òptima donada pel software desenvolupat.

Índex

1	Introducció	14
1.1	Objecte del TFG	14
1.2	Abast del TFG	14
1.3	Requeriments del TFG	14
1.4	Identificació de la necessitat	15
1.5	Justificació de la utilitat	15
1.6	Planificació	16
2	Desenvolupament	20
2.1	Estat de l'art	20
2.1.1	Air Cargo Challenge	20
2.1.2	Dissenys estructurals d'edicions anteriors (2007-2015)	22
2.1.3	ACC 2017, Zagreb	24
2.2	Plantejament i decisió sobre les possibles solucions	27
2.3	Desenvolupament de les solucions escollides	31
2.3.1	Sistema de referència i nomenclatura	31
2.3.2	Desenvolupament del model de càlcul estructural	31
2.3.3	Software	34
2.4	Disseny aerodinàmic i càrregues en vol	39
2.5	Tria dels materials	43
2.5.1	Fibra de carboni	43
2.5.2	Epoxy i composite	43
2.5.3	Nucli	45
2.6	Estudi preliminar	47
2.6.1	Possibles solucions	47
2.6.2	Resultats de l'estudi inicial	48
2.6.3	Conclusions de l'estudi inicial	49
2.7	Procés de producció	50
2.7.1	Laminació de la fibra	50
2.7.2	Producció dels models d'assaig	51
2.7.3	Producció del sistema d'unions	53
2.7.4	Producció de l'ala amb la biga	54
3	Resultats	59
3.1	Assajos experimentals	59
3.1.1	Plantejament i càlculs previs	59
3.1.2	Prototips per als assajos	60
3.1.3	Procediment experimental i presa de dades	60

3.1.4	Resultats dels assajos experimentals	60
3.1.5	Conclusions dels assajos experimentals	62
3.2	Disseny definitiu	63
3.2.1	Premises del disseny	63
3.2.2	Geometria final	64
3.2.3	Pes total	65
3.3	Impacte ambiental i seguretat	66
3.4	Planificació de la fase següent	67
3.4.1	Feina a curt termini	67
3.4.2	Feina a llarg termini	67
3.5	Conclusions	68

Índex de figures

1.1	Planificació de l'equip Trençalòs: Diagrama de Gantt	18
2.1	Circuit de vol de l'ACC [3]	21
2.2	Disseny ACC'07 [4]	22
2.3	Disseny ACC'09 [5]	23
2.4	Disseny ACC'11 [6]	23
2.5	Disseny ACC'13 [7]	24
2.6	Disseny ACC'15 [8]	24
2.7	Disseny de la pell estructural ACC'17	25
2.8	Disseny de l'estructura interna ACC'17	25
2.9	Sistema d'unions ACC'17	25
2.10	Diagrama del procés de disseny [10]	27
2.11	Disseny en 3D de la biga	28
2.12	Disseny 3D de la biga amb els calaixos d'unió	29
2.13	Paràmetres a definir de la biga	30
2.14	Paràmetres a definir de les baionetes	30
2.15	Paràmetres a definir de la biga i unions	30
2.16	Sistema d'eixos de referència	31
2.17	Nomenclatura geomètrica de la secció	32
2.18	Resultats del programa Main	36
2.19	Resultats del programa Main en tensió axial	37
2.20	Resultats del programa Main en esforç tallant	37
2.21	Resultats del programa Tresca	38
2.22	Resultats del programa Tresca en tensió axial	38
2.23	Resultats del programa Tresca en esforç tallant	38
2.24	Vista isomètrica del disseny de l'avió	39
2.25	Perfil aerodinàmic Selig S1221 [11]	40
2.26	Distribució del moment flector	41
2.27	Distribució del tallant	41
2.28	Configuració d'un assaig de tres punts [12]	41
2.29	Solucions proposades	47
2.30	Diagrama de la configuració per realitzar el buit [19]	51
2.31	Fibra Kohlegelege ST 100	51
2.32	Motlles per la biga	52
2.33	Imatges del procés de laminació	52
2.34	Imatges del resultat de la laminació	53
2.35	Imatges de la manufacturació del nucli	53
2.36	Bigues definitives	54

2.37	Calaixos d'unió	54
2.38	Producció dels motlles de poliuretà	55
2.39	Laminació d'una secció d'ala [2]	56
2.40	Pell estructural [2]	56
2.41	Secció d'ala [2]	57
3.1	Muntatge experimental	60
3.2	Resultats de l'assaig 1	61
3.3	Vinclament de la secció superior de fibra	61
3.4	Vista en planta de l'avió i els trams d'ala	63

Índex de taules

1	Llistat d'acrònims	13
1.1	Tasques del departament d'estructures per al ACC 2019	16
1.2	Tasques per la realització del TFG	16
1.3	Taula de terminis del TFG	17
2.1	Taula d'inèrcies i àrees	33
2.2	Taula de dades dels materials	35
2.3	Taula de càlcul de tensions	36
2.4	Taula de dades de la fibra de carboni per la biga [13][14]	43
2.5	Taula de dades de la fibra de carboni per la pell estructural [15]	43
2.6	Taula de dades de l'epoxy [16]	44
2.7	Taula de dades dels composites	45
2.8	Taula de dades dels materials per al nucli de la biga [17][18]	45
2.9	Taula de dades dels materials per al nucli de la pell estructural [18]	46
2.10	Taula de coeficients elàstics fibra Kohlegelege ST 100	47
2.11	Taula de coeficients elàstics fibra TENAX-J UMS 45	48
2.12	Resultats de l'estudi inicial	48
3.1	Prototips	60
3.2	Regressions lineals de l'assaig 1	61
3.3	Tensions màximes a l'assaig 1	62
3.4	Tensions màximes a l'assaig 2	62
3.5	Moment màxim a cadascun dels trams	64
3.6	Geometria definitiva dels reforços de fibra de la biga	64
3.7	Geometria definitiva dels nuclis de la biga	64
3.8	Geometria definitiva dels reforços de fibra de les baionetes	65
3.9	Geometria definitiva dels nuclis de les baionetes	65
3.10	Pesos dels diferents components estructurals	65

Llistat d'acrònims

Acrònim	Significat
ACC	Air Cargo Challenge
TFG	Treball de Fi de Grau
RC	Ràdio Control
ESEIAAT	E. Superior d'Enginyeries Industrial, Aeroespacial i Audiovisual de Terrassa
UPC	Universitat politècnica de Catalunya
TPT	Assaig de tres punts (<i>Three Point Test</i>)
RH	ROHACELL®
UMS	Ultra-high Strength Modulus
CW	CarboWeave®
PLA	Àcid polilàctic
PMI	Polimetraquilamida
3D	Tres dimensions
CNC	Tall per control numèric (<i>Computer Numerical Control</i>)
PTV	Principi de Treballs Virtuals
MTOW	Màxim pes d'enlairament (<i>Maximum Take Off Weight</i>)
OEW	Pes en buit de l'aeronau (<i>Operational Empty Weight</i>)
PL	<i>Payload</i>
UNE	Una Norma Española

Taula 1: Llistat d'acrònims

Capítol 1

Introducció

1.1 Objecte del TFG

L'objectiu d'aquest TFG és dur a terme l'estudi dels requeriments estructurals d'un avió de ràdio control (RC) de competició i proposar una solució basada en una biga conformada per elements compostos. Per a dur a terme aquest disseny es desenvoluparà un software propi per realitzar els càlculs estructurals que es complementarà amb l'assaig de diferents prototips per apropar el model teòric als resultats experimentals. Aquest TFG queda emmarcat dins de l'equip Trençalòs i la seva participació a l'Air Cargo Challenge 2019 (ACC 2019), d'aquest estudi s'extraurà el disseny estructural de l'avió que participarà a Stuttgart en l'edició d'enguany representant l'ESEIAAT i la UPC.

1.2 Abast del TFG

- Estudi dels TFG desenvolupats a l'equip Trençalòs al voltant del disseny estructural d'avions participants en competicions anteriors.
- Desenvolupament d'un software propi per realitzar els càlculs estructurals necessaris per extreure'n la configuració més òptima.
- Realització d'assajos al laboratori per verificar el model teòric i ajustar-lo al màxim al model empíric.
- Dissenyar un sistema d'unions amb el qual es transmetin correctament els esforços aerodinàmics entre els diferents trams de l'ala.
- Proveir una solució més lleugera que la proposada en dissenys anteriors.

1.3 Requeriments del TFG

- La construcció de la biga haurà de ser realitzada amb materials compostos.
- La planificació d'aquest TFG haurà d'anar lligada a la planificació de l'equip Trençalòs i coordinada amb els altres departaments de disseny de l'avió.

- L'element estructural haurà de ser desmuntable en 5 trams degut als requeriments de la competició.
- El conjunt estructural serà dissenyat amb el mínim pes possible dins de les possibilitats que ofereixen les càrregues de vol i els materials disponibles.

1.4 Identificació de la necessitat

L'equip Trençalòs és un grup d'estudiants de la Universitat Politècnica de Catalunya (UPC), de l'Escola Superior d'Enginyeries Industrial, Aeroespacial i Audiovisual de Terrassa (ESEIAAT). El seu objectiu és la divulgació aeronàutica, la organització d'activitats al campus de la universitat i motivar als estudiants a prendre part en un projecte d'estudiants més enllà de la feina que es duu a terme a les aules.

Per dur a terme aquesta tasca l'equip organitza xerrades, tallers i competicions com el Paper Air Challenge, per fomentar l'intercanvi de coneixements entre els alumnes. L'equip està finançat pel programa INSPIRE³ de l'ESEIAAT, per diverses beques promogudes per l'Ajuntament de Terrassa i altres patrocinadors que aporten eines i materials diversos per a la realització del projecte.

L'objectiu principal de l'equip és participar a la competició Air Cargo Challenge. És una competició internacional organitzada per l'associació d'estudiants d'enginyeria aeroespacial Euroavia que es celebra bianualment, l'equip Trençalòs ha participat en totes les edicions des de l'any 2007 i participarà en l'edició de l'any 2019. En la secció 2.1.1 es desenvoluparà l'objectiu de la competició i en la 2.1.2 es repassaran els diferents dissenys desenvolupats per aquest certamen.

Aquest TFG recull la necessitat d'un disseny estructural òptim per a poder produir una aeronau amb el mínim pes possible capaç d'aixecar el màxim de càrrega dins de la normativa. Juntament amb un bon disseny, la reducció màxima del pes de tots els components de l'avió és clau per a poder assolir un bon resultat a la competició.

1.5 Justificació de la utilitat

Per a la darrera edició de l'ACC celebrada el 2017, l'equip Trençalòs va dissenyar per primera vegada en la seva història un avió amb el concepte de pell estructural. Dos TFG desenvolupats durant el curs 2016/2017 per Albert Herrando [1] i Gurinder Saran [2] van permetre el disseny i processament d'una ala de cinc trams on pràcticament l'únic element estructural era la pell de fibra de vidre i carboni. En la secció 2.1.3 es desenvoluparan les conclusions extretes de les dues investigacions que representen el punt de partida d'aquest TFG.

El software de càlcul estructural basat en la teoria d'elements finits a vegades presenta divergències dels resultats empírics que són molt difícils de detectar i crítics en el disseny de l'estructura d'un avió. Per aquest motiu s'ha optat per desenvolupar un software propi partint d'un model d'homogeinització més senzill, refinat amb les dades extretes dels experiments estructurals realitzats.

1.6 Planificació

La planificació d'aquest TFG ha anat lligada a la planificació de l'equip Trencalòs per a la competició de l'ACC 2019. D'aquesta manera la planificació temporal de les tasques del TFG està condicionada per les tasques que s'han de desenvolupar dins l'equip per poder dissenyar i construir una aeronau competitiva. A la figura 1.1 es pot veure gràficament la planificació de l'equip en un diagrama de Gantt.

D'aquest diagrama de Gantt es pot extreure la relació de tasques amb les seves dates d'inici i final:

Tasca	Data d'inici	Data final
Desenvolupament del software estructural	13/9/2018	01/01/2019
Assajos experimentals	31/01/2019	03/03/2019
Disseny estructural	05/03/2019	04/04/2019

Taula 1.1: Tasques del departament d'estructures per al ACC 2019

Per a la realització del TFG seguint la planificació del departament d'estructures s'han desglosat les tasques principals en diferents subtasques com es mostra a la taula 1.2. A la taula 1.3 es mostren els terminis i entregues a tenir en compte per la realització del TFG.

Tasca	Data d'inici	Data final
Desenvolupament del software estructural	13/9/2018	01/01/2019
Estudi dels antecedents i estat de l'art	13/9/2018	15/10/2018
Estudi de les possibles solucions	15/10/2018	5/11/2018
Estudi dels materials	05/11/2018	19/11/2018
Desenvolupament del software per l'estudi inicial	19/11/2018	01/01/2019
Assajos experimentals	31/01/2019	03/03/2019
Estudi de la configuració experimental i càlculs prèvis	31/01/2019	06/02/2019
Disseny dels prototips	06/02/2019	09/02/2019
Processat dels prototips per l'assaig 1	09/02/2019	16/02/2019
Assaig 1	16/02/2019	19/02/2019
Processat dels prototips per l'assaig 2	19/02/2019	26/04/2019
Assaig 2	26/02/2019	05/03/2019
Disseny estructural	05/03/2019	04/04/2019
Desenvolupament del software per al disseny definitiu	05/03/2019	19/03/2019
Disseny definitiu	19/03/2019	04/04/2019
Redacció de la memòria	04/04/2019	05/06/2019
Preparació de la presentació	10/06/2019	05/07/2019

Taula 1.2: Tasques per la realització del TFG

Entrega	Data
Project Charter	08/03/2019
Primer seguiment	29/03/2019
Segon seguiment	26/04/2019
Tercer seguiment	17/05/2019
Entrega de la memòria	10/06/2019
Presentació	08/07/2019 - 17/07/2019
Preliminary Report ACC	01/04/2019
Definitive Report i Plànols	15/05/2019

Taula 1.3: Taula de terminis del TFG

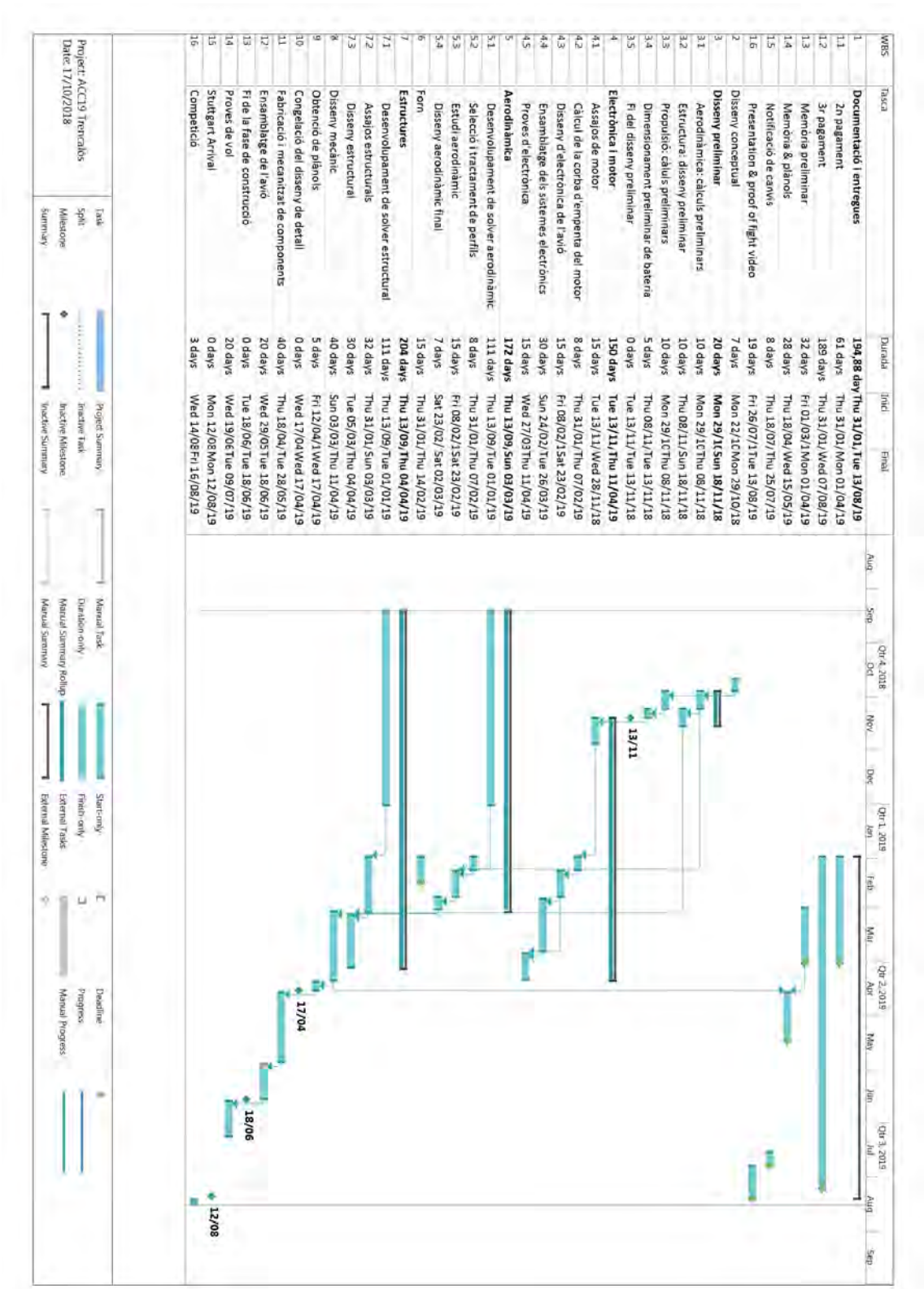


Figura 1.1: Planificació de l'equip Trençalòs: Diagrama de Gantt

Capítol 2

Desenvolupament

En aquest capítol es detallarà el procediment seguit per a la realització del disseny definitiu de l'estructura de l'aeronau. Primerament es farà un repàs dels antecedents i de l'estat de l'art del projecte, seguit del plantejament i el desenvolupament de les solucions escollides i els materials disponibles per a resoldre el problema estructural.

2.1 Estat de l'art

En aquesta secció es durà a terme una revisió dels dissenys desenvolupats i participacions de l'equip Trencaç a la competició de l'ACC, juntament amb una breu explicació del format de la competició i la normativa de l'edició d'enguany.

2.1.1 Air Cargo Challenge

La competició Air Cargo Challenge va néixer a Portugal l'any 2003 i durant les dues primeres edicions només hi participaven universitats portugueses, l'any 2007 es va obrir la competició a tota la comunitat aeronàutica europea i mundial, en l'edició de 2019 participaran 30 equips d'universitats d'arreu del món.

La normativa de la competició ha sigut modificada en el transcurs de les diferents edicions, la competició està organitzada per l'equip vencedor de l'edició anterior i cada comitè organitzador té el poder de decidir quins canvis fer-ne. Durant les primeres 6 edicions (2003-2013) la puntuació de vol es determinava a partir de la càrrega de pagament (*Payload*) que aixecava l'avió en cada vol, l'any 2015 es va afegir una part de puntuació per temps de vol. Una de les majors restriccions imposades és que l'avió ha de poder ser transportat íntegrament en una caixa amb unes mides determinades.

A l'edició de 2019 la puntuació que s'extreu de cada vol vàlid s'obté amb la fórmula 2.1 que pondera el *payload* que carrega l'avió amb el temps que triga en fer un circuit de 10 passades de 100m cadascuna com es mostra a la figura 2.1; la normativa també fixa la distància d'enlairament en un màxim de 60m. Sent els paràmetres de l'equació 2.1 a, b, c, d i *Bonus de temps*:

- $a = 10$ en el cas que no es perdi cap peça en el vol, $a = 0$ en el cas de perdre alguna peça.

- $b = 10$ per aterrar a la zona d'aterratge permesa.
- $c = 10$ per aterrar a la pista de 60m.
- $d = 0$ en el cas d'un accident o un enlairament invàlid, els jutges prendran la decisió.
- *Bonus de temps*: Durant la competició s'estableix una puntuació extra si l'equip carrega els pesos a l'avió en menys de dos minuts. El *Bonus de temps* es calcula amb la fórmula 2.2 sent $t_{\text{càrrega}}$ en [s] el temps necessari per a carregar l'avió, en el cas que $t_{\text{càrrega}} \geq 120s$ el *Bonus de temps* serà 0.

$$\text{Puntuació de vol} = \left(\frac{\text{Payload}[kg]}{\text{Temps de vol}[s]} 2000 + a + b + c \right) \cdot d + \text{Bonus de temps} \quad (2.1)$$

$$\text{Bonus de temps} = 24 \cdot \left(1 - \frac{t_{\text{càrrega}}[s]}{120s} \right) \quad (2.2)$$

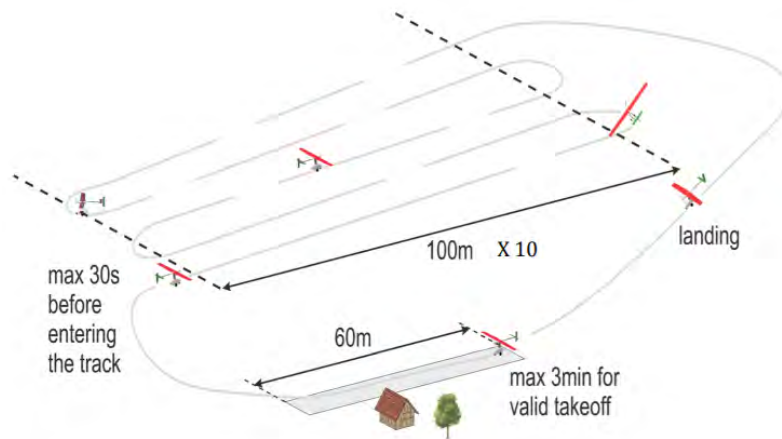


Figura 2.1: Circuit de vol de l'ACC [3]

A la competició s'inclou també l'entrega de diferents documents tècnics sobre l'avió i una memòria descriptiva del projecte i els dissenys aerodinàmic, estructural, electrònic, mecànic i propulsiu. Aquests documents són puntuats pels jutges de la competició, extraient una puntuació màxima de 120 punts. Els documents o activitats puntuables són els següents:

- Plànols detallats: màxim 30 punts.
- Memòria del projecte: màxim 50 punts.
- Estimació de la *Payload*: màxim 10 punts.
- Presentació oral: màxim 30 punts.

La normativa també s'estableix una relació de penalitzacions en el cas de no entregar algun document o la seva entrega fora de termini, diferències entre el disseny entregat als jutges i el presentat a la competició, i altres aspectes que seran valorats pels jutges.

2.1.2 Dissenys estructurals d'edicions anteriors (2007-2015)

L'equip Trençalòs ha desenvolupat sis aeronaus diferents per a les sis edicions en les que ha participat. En aquesta secció es comentaran les principals característiques de cadascun dels dissenys.

- **ACC 2007, Lisboa:** Per a la primera edició europea de la competició, l'equip va desenvolupar un avió en construcció tàndem biplà, com es mostra a la figura 2.2a, on les ales estaven separades una certa distància per evitar interferències aerodinàmiques.

L'estructura de l'avió era molt simple, estava formada per un nucli massís de poliestirè expandit recobert de fusta de balsa, figura 2.2b. En aquest disseny no hi havia cap costella ni element estructural dins de l'ala.



(a) Estructura de l'ala

(b) Avió complet

Figura 2.2: Disseny ACC'07 [4]

- **ACC 2009, Covilhã:** A l'ACC 2009 el concepte de disseny va canviar, la configuració de bipla va ser descartada deguda a la seva pobre eficiència aerodinàmica. A partir d'aquesta competició tots els avions dissenyats per l'equip han sigut d'ala convencional. Per aquesta edició també es va optar a dissenyar una cua en T i un fuselatge molt més senzill i lleuger conformat per un tub de carboni.

El disseny estructural va evolucionar a estar format per una biga com a element estructural principal i costelles amb la forma del perfil aerodinàmic, ambdós elements estaven fets amb fusta de balsa. Per reforçar l'estructura el caire d'atac de l'ala es va reforçar amb una capa de poliamida i fibra de carboni. La cobertura de l'ala es va realitzar amb Oracover, un film ultralleuger de plàstic, figura 2.3.

- **ACC 2011, Stuttgart:** Per a aquesta edició de la competició no es va variar el concepte pel disseny estructural de l'avió, repetint la mateixa configuració i materials que els utilitzats en l'ACC 2009, la reducció de pes es va dur a terme en els components mecànics com les rodes o la zona de càrrega, figura 2.4.
- **ACC 2013, Lisboa:** En aquesta edició de la competició el comitè organitzador va decidir aplicar grans canvis a la normativa que es van traduir en canvis significatius en les dimensions dels avions. També es va decidir canviar

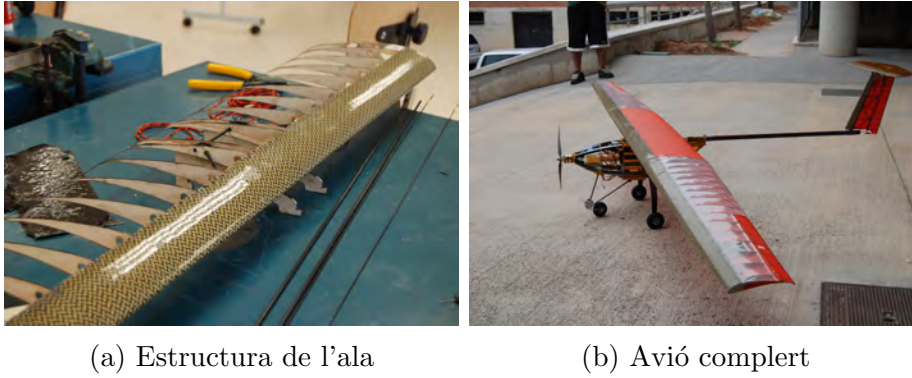


Figura 2.3: Disseny ACC'09 [5]

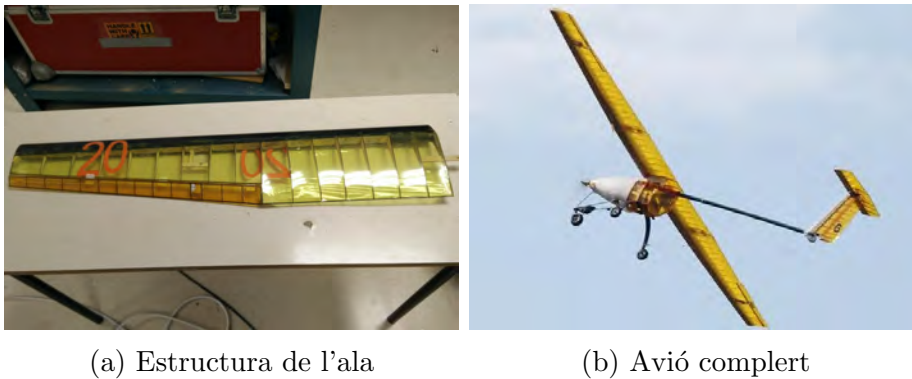


Figura 2.4: Disseny ACC'11 [6]

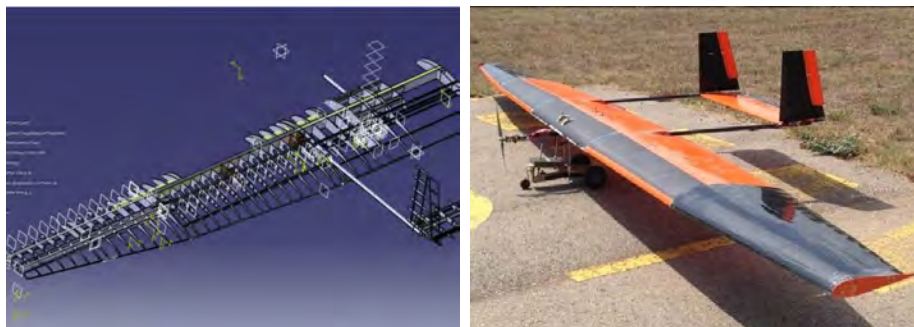
la configuració de la cua amb dos tubs de carboni en comptes d'un degut a les càrregues superiors que havia de suportar la cua.

Estructuralment els canvis també van ser significatius ja que una aeronau més gran que les abans dissenyades havia de suportar càrregues aerodinàmiques més grans. Es va seguir utilitzant el concepte desenvolupat en les dues edicions anteriors però canviant els materials dels diferents components. L'element estructural principal passaria a ser format per una espuma rígida de cel·les tancades de polimetraquilamida, el seu nom comercial es ROHACELL®; per la conformació de les costelles es va utilitzar fusta de bedoll.

L'ús de la fusta de bedoll juntament amb el gran nombre de costelles que es van utilitzar en l'estructura va ser crític. L'estructura estava molt sobredimensionada i la relació de pes de l'ala enfront de la massa total de l'avió va augmentar dràsticament. En aquestes condicions l'aeronau era gairebé incontrolable durant el vol, a la figura 2.5 es poden observar les grans dimensions de l'avió.

- **ACC 2015, Stuttgart:** Després de la mala experiència en la edició anterior, l'equip va enfocar els seus esforços en dissenyar un avió focalitzant la reducció de pes en l'estructura de l'ala.

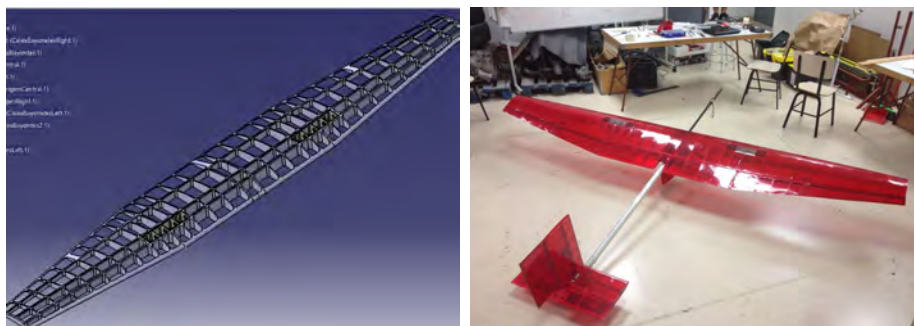
Per això es va decidir dissenyar una ala on tots els elements estructurals estiguessin formats per blocs de ROHACELL® 31 IG-F fresats amb la forma necessària, el recobriment es va fer amb Oracover, figura 2.6.



(a) Estructura de l'ala

(b) Avió complet

Figura 2.5: Disseny ACC'13 [7]



(a) Estructura de l'ala

(b) Avió complet

Figura 2.6: Disseny ACC'15 [8]

2.1.3 ACC 2017, Zagreb

L'edició disputada a Zagreb durant l'agost de 2017 serveix com a punt de partida per a aquest TFG, en aquesta secció s'exposaran i discutiran amb més profunditat els aspectes relacionats amb el disseny estructural i disseny global de l'aeronau que n'estableixen els punts clau, errors i encerts.

Com s'ha comentat anteriorment, diversos TFG s'han desenvolupat per aconseguir dissenyar avions amb pell estructural com a solució al problema estructural plantejat per la competició. Després de l'ACC 2015 es va desenvolupar un TFG centrat en dissenyar i construir un tram d'ala rectangular [9], continuant amb aquesta investigació durant la fase de disseny de l'avió *White Osprey* per a l'ACC 2017, dos TFG més [1] [2] es van desenvolupar per dissenyar i manufacturar una ala sencera formada per 5 trams independents.

L'estructura dissenyada per al *White Osprey* estava conformada per un sandwich de fibra de vidre reforçada amb fibra de carboni en els trams més crítics i làmines de ROHACELL® 31 IG-F com a nucli. Per aconseguir transportar adequadament les càrregues per tota la pell es va desenvolupar una estructura interna feta de blocs de ROHACELL® 31 IG-F fresats on es trobaven integrats els calaixos utilitzats per la unió. A la figura 2.7 es pot observar la configuració de la pell als diferents trams d'ala i a la figura 2.8 la estructura interna de l'ala.

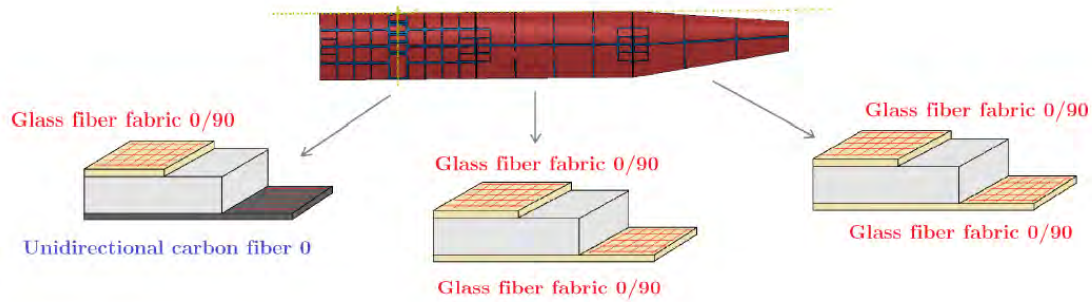


Figura 2.7: Disseny de la pell estructural ACC'17

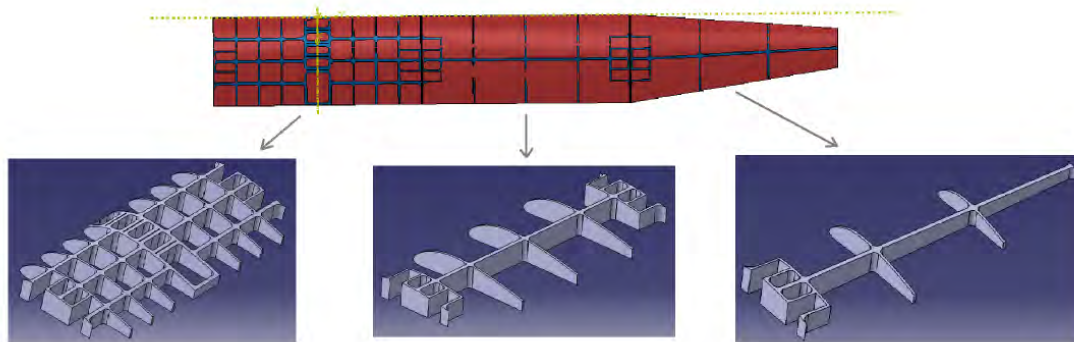


Figura 2.8: Disseny de l'estructura interna ACC'17

La unió dels diferents trams d'ala s'aconseguia amb dos calaixos de fusta de balsa continguts en la estructura interna, units per un passador de fibra de carboni actuant com a baioneta. A la figura 2.9 es poden observar els calaixos que estaven col·locats als extrems de cada tram d'ala, encaixant amb els respectius simètrics dels trams adjacents juntament amb una baioneta formada per un tub de fibra de carboni.

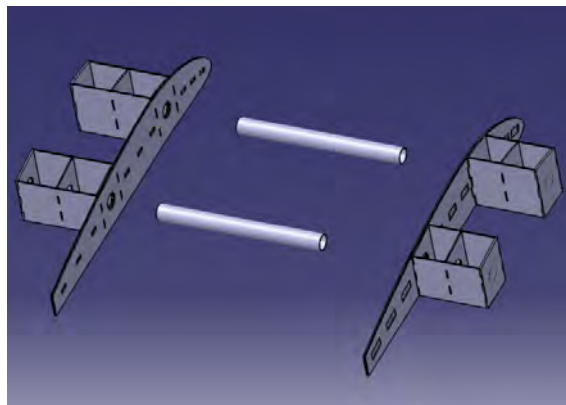


Figura 2.9: Sistema d'unions ACC'17

El procés de construcció d'una pell estructural requereix d'un procés complex i car ja que és necessari l'ús de motlles i diverses fases d'acabat. Per aquest motiu assajar l'estructura completa no va ser possible i només es van assajar els trams per

separat, els resultats van ser satisfactoris i dins dels marges de seguretat van poder aguantar les càrregues imposades.

El gran error d'aquest disseny van ser les unions, tot i que cada tram pogués aguantar les càrregues a les que localment estava sotmès, la transmissió d'esforços entre els diferents trams va ser nul·la fent fallar l'estructura en tots els punts d'unió. L'avió estava dimensionat per aixecar una *payload* de 13kg i a la competició no va poder aixecar més de 2kg.

Abans de la competició es va intentar reforçar la zona i canviar el possible per solucionar el problema però després de diversos intents es va observar que sense un canvi en el disseny conceptual de l'estructura interna, la unió dels diferents trams no era possible.

2.2 Plantejament i decisió sobre les possibles solucions

Per dur a terme el disseny de la estructura formada de composites s'ha seguit el procediment detallat a la figura 2.10, que consta de diferents etapes de disseny. La primera etapa a desenvolupar és el disseny conceptual de la biga que serà dissenyada, després es realitzaran els càlculs estructurals per extreure un disseny detallat de la solució proposada i es realitzaran assajos sobre aquest model desenvolupat per trobar els punts febles o punts a millorar. Una vegada s'hagin realitzat els experiments i els resultats siguin els esperats, es procedirà a definir un disseny definitiu que també serà assajat en les condicions de càrrega real que suportaria en un vol de l'ACC.

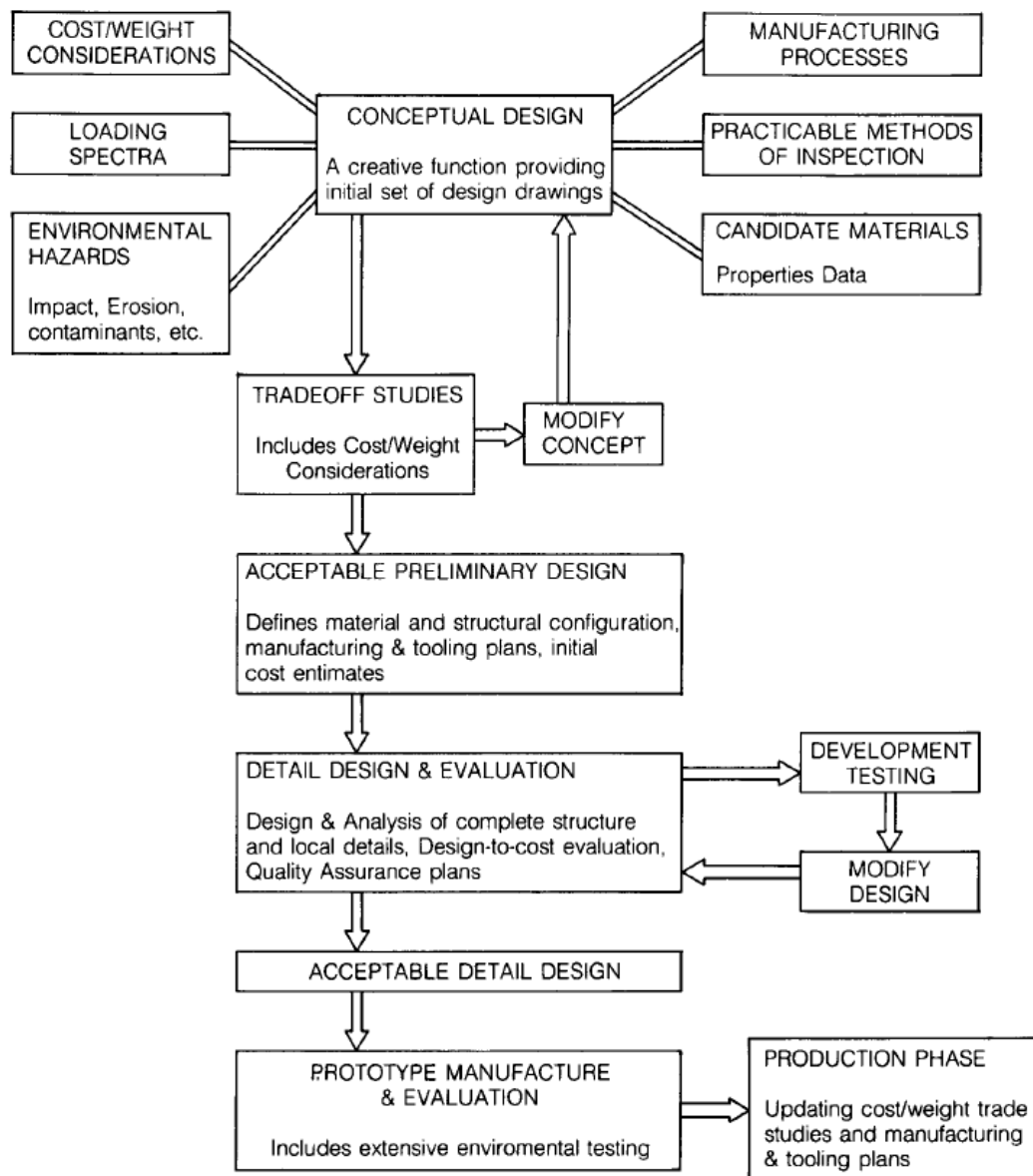


Figura 2.10: Diagrama del procés de disseny [10]

Per completar un disseny estructural amb les característiques esmentades a la secció 1.3, era necessari desenvolupar un nou concepte en el qual les unions dels diferents trams quedessin integrades a l'estructura de l'ala, de manera que fos possible la correcta transmissió dels esforços aerodinàmics per tota la envergadura. Per a la realització d'aquestes unions és necessari l'ús de baionetes, entenent com a tal un element independent que s'insereixi en els dos trams d'ala a unir.

La solució proposada és un concepte híbrid entre una estructura monocasc i una de semimonocasc. Les estructures monocasc són aquelles on l'únic element estructural és la pell de l'ala, per aquest tipus de construcció l'ús de materials compostos permet crear ales més lleugeres que les construïdes amb estructures convencionals. Les estructures semimonocasc són aquelles en les quals l'estructura està formada habitualment per un conjunt de bigues i costelles que s'encarreguen de suportar els esforços de tensió axial i tallant, aquest tipus d'estructures té l'avantatge de permetre una millor integració d'un sistema d'unions com el que és necessari en una estructura a trams.

El concepte definitiu està format per una biga composta de fibra de carboni als extrems superior i inferior i d'un nucli de ROHACELL[®] 31 IG-F, el recobriment de l'ala es farà amb una pell en sandwich de fibra de carboni amb un nucli de ROHACELL[®] 71 IG-F. A la secció 2.6 es presenta un estudi de les possibles configuracions i la tria del disseny definitiu, per al dimensionament de la pell estructural s'ha utilitzat el software desenvolupat al TFG d'Albert Herrando [1]. A la figura 2.11 es pot observar el disseny en 3 dimensions de la biga, el diagrama no és a escala, el gruix total de les capes de fibra de carboni és de l'ordre de $10^{-5}m$ i el gruix del nucli de l'ordre de $10^{-2}m$. Aquesta configuració aporta les següents avantatges:

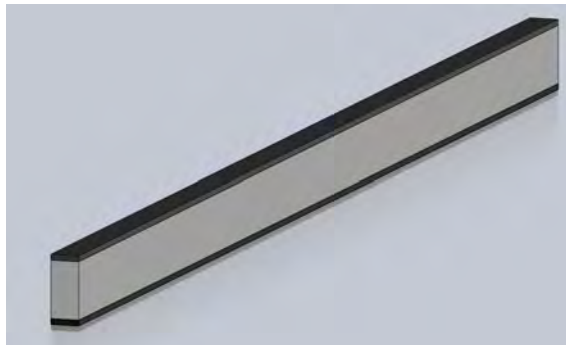


Figura 2.11: Disseny en 3D de la biga

- Al ser en part una estructura semimonocasc, el dimensionament de la biga es pot realitzar independentment del recobriment, això simplifica el model de càlcul necessari ja que la geometria és molt més regular i senzilla en tota la envergadura de l'ala.
- Usar pell estructural de fibra de carboni permet no haver d'utilitzar les costelles amb la forma del perfil aerodinàmic que s'haurien de col·locar en el cas d'un recobriment d'oracover. Això permet una reducció del pes de l'estructura i una millora en la transmissió d'esforços de la pell a la biga degut a la resistència de la fibra de carboni.

- El disseny descrit permet la construcció de la biga sense haver de construir l'ala sencera, de manera que serà possible manufacturar diferents bigues i assajar-les per millorar i apropar el model de càlcul teòric al model experimental. D'aquesta manera es podrà testejar en condicions reals tant el comportament dels diferents trams com el comportament global de l'estructura amb les unions.
- Aquest disseny conceptual de la biga permet la integració de les unions i les baionetes d'una manera més senzilla i eficient, en els extrems dels trams d'ala es substituirà el nucli de ROHACELL[®] per un calaix de fibra de carboni buit en el seu centre i on les dimensions interiors coincidiran amb les dimensions exteriors de les baionetes. Les baionetes tindran el mateix disseny que el de la biga però a escala, això permetrà que la zona de la unió es comporti igual que la biga, assegurant una correcta transmissió d'esforços entre els trams, factor clau en el comportament global de l'estructura. A la figura 2.12a es mostra el disseny de la biga amb els calaixos d'unió, a la figura 2.12b es pot observar un tall longitudinal de la biga on es mostra en detall el disseny del calaix d'unió.



(a) Biga global

(b) Vista detall dels calaixos d'unió

Figura 2.12: Disseny 3D de la biga amb els calaixos d'unió

Per el disseny d'aquest model caldrà definir els següents paràmetres referenciats a les figures 2.13, 2.14 i 2.15:

- Gruix de la biga (t).
- Nombre de capes de fibra superior (N_u) i inferior de la biga (N_d).
- Nombre de capes de fibra de les baionetes (N_b).
- Longitud dels calaixos d'unió (L_b).

Existeixen altres paràmetres com les dimensions del nucli, per exemple, que quedaran definits amb els anteriorment descrits i alguns altres com l'alçada total de la biga queden definits pel valor de paràmetres aerodinàmics o restriccions de la normativa.

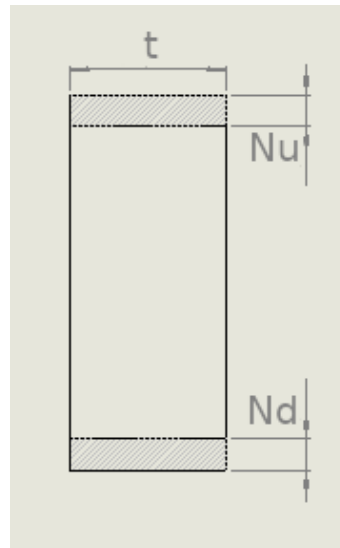


Figura 2.13: Paràmetres a definir de la biga

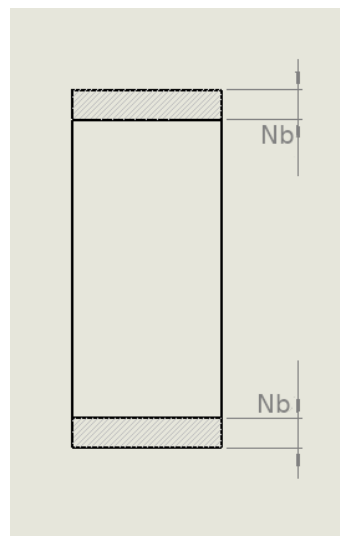


Figura 2.14: Paràmetres a definir de les baionetes

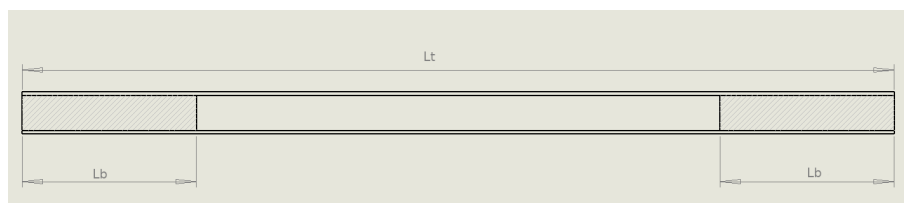


Figura 2.15: Paràmetres a definir de la biga i unions

2.3 Desenvolupament de les solucions escollides

Per dur a terme el disseny de la biga més òptima possible amb les característiques descrites anteriorment es van desenvolupar diverses aplicacions de càlcul estructural amb les quals s'ha dut a terme el disseny definitiu de la biga per la competició ACC 2019.

2.3.1 Sistema de referència i nomenclatura

Per a la realització dels càlculs estructurals s'ha establert un sistema de referència centrat al centre de gravetat de la secció de la biga, la direcció x s'estableix com la direcció longitudinal de la biga, corresponent a l'eix lateral de l'avió, l'eix y s'estableix com a l'eix vertical de la secció que es correspon amb l'eix vertical de l'avió, per últim la direcció i sentit de l'eix z queda definit pel trièdre a dretes dels eixos x i y , aquest eix coincideix amb l'eix longitudinal de l'avió. Per a les mesures en l'eix x s'utilitzarà la seva intersecció amb el pla de simetria de l'avió com a origen.

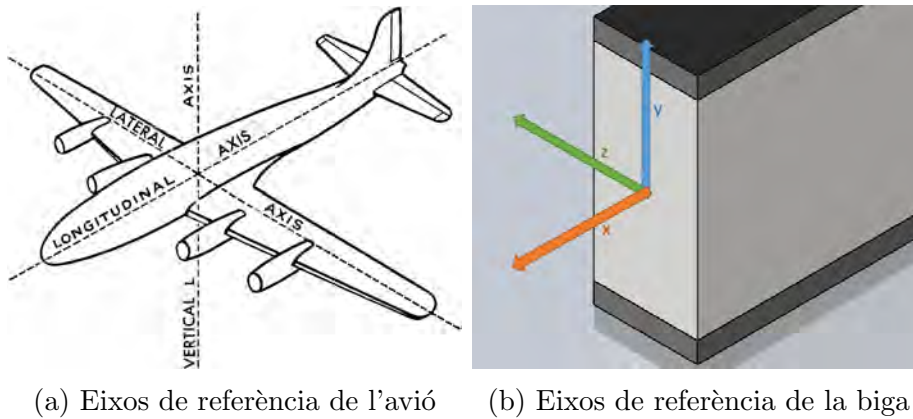


Figura 2.16: Sistema d'eixos de referència

La nomenclatura de cadascuna de les magnituds geomètriques de la secció també s'ha estandarditzat per a tots els càlculs i per a la redacció de la memòria. Sent f la dimensió en l'eix y del composite, c la dimensió en l'eix y del nucli, t el gruix total de la biga en la direcció z i les distàncies entre els centres de gravetat de cadascun dels components en la direcció y . A la figura 2.17 es mostra un diagrama amb les magnituds esmentades.

2.3.2 Desenvolupament del model de càlcul estructural

Per realitzar els càlculs estructurals en edicions anteriors s'havien utilitzat eines com l'ANSYS® o l'ABAQUS®. Aquestes eines de càlcul estructural requereixen un modelatge molt precís de la malla tridimensional sobre la que realitzen els càlculs, aquests programes no sempre retornen resultats fiables si no són programats molt acuradament. Per al disseny estructural de l'avió de l'ACC 2019 es va triar un model que fos senzill de modelar amb les equacions de tensió-deformació d'Euler-Bernoulli i que fos senzill de construir per poder assajar els diferents models.

Per al càlcul de tensions i deformacions en una biga composta s'utilitzaran les equacions de tensions axial i esforç tallant produïdes pel moment flector.

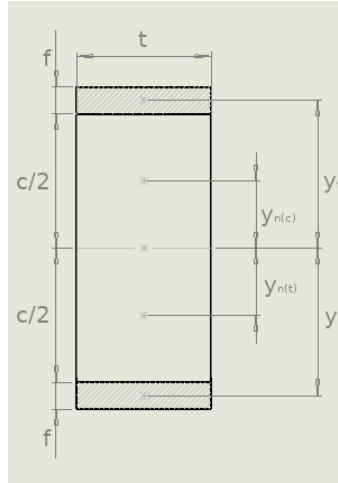


Figura 2.17: Nomenclatura geomètrica de la secció

$$\tau(y) = \frac{6T_y}{bh^3} \left(\frac{b^2}{4} - y^2 \right) \quad (2.3)$$

$$\sigma(y) = \frac{M}{I_z} y \quad (2.4)$$

Amb l'equació 2.3 es pot calcular la distribució parabòlica de l'esforç tallant a l'eix y en funció del tallant T_y en $[N]$ i les dimensions b i h en $[m]$.

Amb l'equació 2.4 es calcula la tensió axial σ en $[Pa]$ en funció al moment flector M en $[Nm]$, la inèrcia de la secció I_z en $[m^4]$ i la distància al centre de simetria de la secció y en $[m]$.

El segon moment d'àrea I_z en seccions rectangulars es pot calcular amb la fórmula 2.5 referit a un eix paral·lel a la direcció z . Amb el teorema de Steiner eq. 2.6, es pot calcular la inèrcia dels diferents components de la biga, sent I_z la inèrcia referida a l'eix de simetria de la secció, i $I_{z'}$ la inèrcia referida a un eix z' paral·lel al de simetria de la secció però centrat al centre de gravetat de la secció del component multiplicada per la distància y entre els centres de gravetat de la secció i el component.

$$I_z = \frac{1}{12}bh^3 \quad (2.5)$$

$$I_z = I_{z'} + Ay^2 \quad (2.6)$$

A la taula 2.1 es mostra els valors d'inèrcia, àrea i distància al centre de gravetat de la secció dels diferents components. Els paràmetres anteriors seran necessaris per fer el càlcul de la inèrcia total de cada component, s'ha fet una distinció entre el nucli a tracció i el nucli a compressió i es tractaran com a materials i components diferents. Per a poder realitzar la suma de les diferents inèrcies de la secció hauran d'estar referides al mateix eix, que serà l'eix z de referència.

Component	Inèrcia I_z [m^4]	Àrea [m^2]	Distància entre $C.G$ [m]
Fibra superior	$\frac{1}{12}tf^3$	tf	$c/2 + f/2$
Fibra inferior	$\frac{1}{12}tf^3$	tf	$-(c/2 + f/2)$
Nucli a tracció	$\frac{1}{12}t(\frac{c}{2})^3$	$t\frac{c}{2}$	$-(c/2)$
Nucli a compressió	$\frac{1}{12}t(\frac{c}{2})^3$	$t\frac{c}{2}$	$c/2$

Taula 2.1: Taula d'inèrcies i àrees

Per a poder utilitzar les equacions anteriors en les condicions d'una biga formada per diferents materials s'haurà de dur a terme el càlcul de les propietats mixtes de la secció. Per aquest motiu s'ha d'establir un mòdul elàstic de referència E_0 i es calcularà el coeficient elàstic de cada material n_i , amb aquests coeficients es podran calcular els valors d'inèrcia I^* i àrea A^* de la secció homogènia.

$$n_i = \frac{E_i}{E_0} \quad (2.7)$$

$$A^* = \sum_i n_i A_i \quad (2.8)$$

$$I_z^* = \sum_i n_i I_i \quad (2.9)$$

Per al càlcul de les tensions axials també s'haurà de fer una correcció, sent σ_i la tensió en un punt situat a una distància y del centre de gravetat de la secció, el coeficient n_i correspon al del material en el que es trobi el punt.

$$\sigma_i = n_i \frac{M}{I_z^*} y \quad (2.10)$$

Com a criteri de falla de l'estructura s'ha definit el criteri de Tresca, amb el qual podem calcular la tensió equivalent quan es combinen en un mateix punt tensió axial i tallant. D'aquesta manera la tensió equivalent del criteri de Tresca σ_{eq} que es calcula amb la fórmula 2.11 no podrà superar el límit elàstic del material.

$$\sigma_{LE} \geq \sigma_{eq} = \sqrt{\sigma_i^2 + 4\tau^2} \quad (2.11)$$

El principi de treballs virtuals és un mètode utilitzat en l'estudi de la resistència de materials per al càlcul de desplaçament reals d'estructures isostàtiques i hiperestàtiques. Donat un sòlid deformable amb les mateixes condicions de contorn que el sòlid d'estudi, si es crea un camp de desplaçaments virtual compatible amb els enllaços existents es complirà que el treball virtual extern i el treball virtual intern seran iguals, equació 2.12.

$$W_{ext}^* = W_{int}^* \quad (2.12)$$

Per definir el treball exterior W_{ext}^* s'aplica una càrrega de valor unitat a la biga amb les mateixes condicions de contorn que la biga, sent el treball exterior el producte de les forces pel desplaçament, equació 2.13.

Donant al sistema uns desplaçaments virtuals δ_v^* que coincideixin amb els reals sota el sistema de càrregues original, el desplaçament δ_v real passa a ser la incògnita.

$$W_{\text{ext}} = \sum_i F_i \delta_i \quad (2.13)$$

$$W_{\text{ext}}^* = 1 \cdot \delta_v^* = 1 \cdot \delta_v \quad (2.14)$$

Per al càlcul dels treballs interiors W_{int}^* s'utilitzarà el teorema de Castigliano, equació 2.15. Particularitzant el teorema per al cas d'una biga sotmesa a un moment flector despreciant la contribució del tallant al desplaçament vertical δ_v , el treball interior total es pot calcular amb l'equació 2.16, sent M_z la distribució de moment en la direcció z i $(M_z)_u$ la distribució del moment virtual creat per la força unitària en la mateixa direcció.

$$\delta = \frac{dW}{dF} \quad (2.15)$$

$$W_{\text{int}}^* = \frac{1}{EI_z} \int_a^b M_z \cdot (M_u) dl \quad (2.16)$$

Donant una interpretació geomètrica a la integral $\int_a^b M_z \cdot (M_u) dl$ es pot descomposar la distribució de moments en figures geomètriques com es mostra a les taules de les integrals de Mohr a la figura ?? de l'apèndix, sent l'assaig de tres punts un triangle on al centre apareix un moment màxim $M_{\text{màx}} = \frac{PL}{4}$, el valor de la integral es pot calcular amb l'equació 2.17, sent $M_z = \frac{WL}{4}$ i el moment unitari $(M_z)_u = \frac{L}{4}$. El desplaçament vertical δ_v es pot calcular amb l'equació 2.18.

$$\int_a^b M_z \cdot (M_u) dl = 2 \cdot \left(\frac{L}{3} M_z (M_z)_u \right) \quad (2.17)$$

$$\delta_v = \frac{1}{EI_z} \left(\frac{\frac{L}{2}}{3} \cdot \frac{WL}{4} \cdot \frac{L}{4} \right) = \frac{1}{EI_z} \cdot \frac{WL^3}{48} \quad (2.18)$$

2.3.3 Software

Les diferents aplicacions que es descriuran a continuació estan dissenyades per interactuar entre elles de la forma més automatitzada possible, el fitxer de dades es comú per a gairebé totes les altres aplicacions, i alguns dels programes es poden utilitzar tant per fer els càlculs teòrics com per realitzar el tractament de dades d'un assaig.

El codi de *matlab* desenvolupat es pot trobar a la secció ?? de l'apèndix.

Dades

En aquest primer bloc s'han de definir les dades dels materials a utilitzar, dades geomètriques fixades i les condicions de càrrega de l'estructura.

Per a les dades dels materials s'utilitza una taula com la següent:

Dades	Mòdul elàstic	Densitat	Límit elàstic
Nucli a compressió			
Nucli a tracció			
Composite			

Taula 2.2: Taula de dades dels materials

Les dades geomètriques que cal fixar son:

- Alçada total de la biga.
- Diàmetre de la fibra.
- Càrrega (MTOW).
- Envergadura.
- Factor de seguretat.

El programa també calcula el moment màxim que apareix en l'assaig de tres punts, que es calcula amb $M_{\max} = \frac{PL}{4}$, sent P el MTOW de l'aeronau, un valor que s'utilitza com a dada als altres programes. En la secció 2.4 es desenvoluparà la tria d'aquest valor (M_{\max}) com a paràmetre per al disseny de la biga.

PreProcess

El bloc *PreProcess* és una funció que realitza els càlculs relacionats amb la geometria de la secció i la seva inèrcia.

Les variables d'entrada del programa son:

- Taula de dades dels materials.
- Diàmetre de la fibra.
- Nombre de capes de fibra.
- Alçada de la biga.
- Gruix de la biga.

Amb les variables anteriors i les equacions 2.7, 2.8 i 2.9 el programa retorna el valor d'inèrcia total de la secció I_z^* , l'àrea equivalent A_z^* . El programa també calcula el gruix total de les capes de fibra i les dimensions del nucli en cada cas.

StressCalcul

La funció *StressCalcul* és l'encarregada de realitzar els càlculs de tensions en els punts crítics de la secció: els extrems superior i inferior de la biga, els punts d'unió entre la biga i el nucli, i al centre de la secció. Als extrems superior i inferior és on apareixen els valors de tensió axial més elevats, al centre de la secció és on es troba el major esforç tallant; als punts d'unió entre el nucli i la fibra cal realitzar els càlculs de tensió per assegurar que la fallada de la biga no es deu a la fallada de la unió entre els dos elements. Les variables d'entrada del programa son:

- Moment.
- Tallant.
- Inèrcia total de la secció.
- Alçada de la biga.
- Gruix de la biga.
- Taula de dades dels materials.

Utilitzant les fórmules 2.3, 2.10 i 2.11 el programa retorna la taula següent:

Posició	Tensió Axial (σ)	Esforç tallant (τ)	Tensió de Tresca
Extrem superior fibra			
Extrem inferior fibra			
Centre			
Unió superior			
Unió inferior			

Taula 2.3: Taula de càlcul de tensions

Main

Aquest és el bloc principal del programa, utilitzant les anteriors funcions itera el nombre de capes i el gruix total de la biga necessaris perquè la biga pugui aguantar les tensions que es creen en una determinada situació de càrrega. Per a cadascuna de les configuracions amb diferent nombre de capes de fibra existeix un gruix total mínim necessari diferent, d'aquesta manera el programa calcula el gruix mínim per a cada nombre de capes i d'entre totes les possibilitats n'extreu aquella en la qual el pes total de la biga és el mínim.

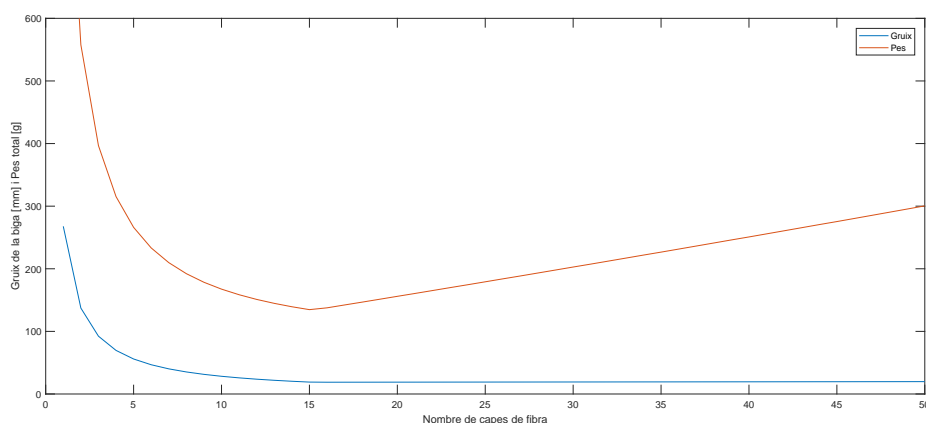


Figura 2.18: Resultats del programa Main

A la figura 2.18 podem observar el resultat extret pel càlcul d'una biga amb una envergadura de $3.75m$, una alçada total de $30mm$ i un MTOW de $15kg$. La configuració òptima d'aquesta biga es troba quan el nombre de capes superior i inferior

és igual a 15 i el gruix total de 19.02mm . El pes total teòric d'aquesta biga seria de 134.7g .

La configuració òptima de la biga apareix en la intersecció entre les gràfiques resultat en el cas de calcular el gruix necessari per la tensió axial (figura 2.19) i l'esforç tallant (figura 2.20) per separat.

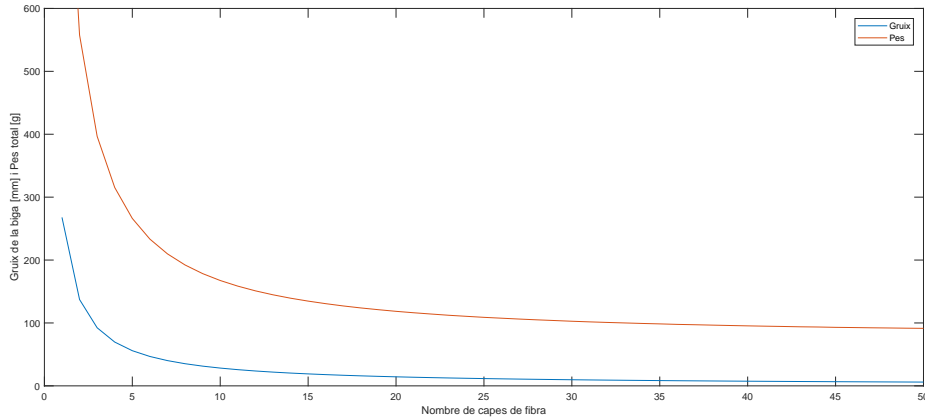


Figura 2.19: Resultats del programa Main en tensió axial

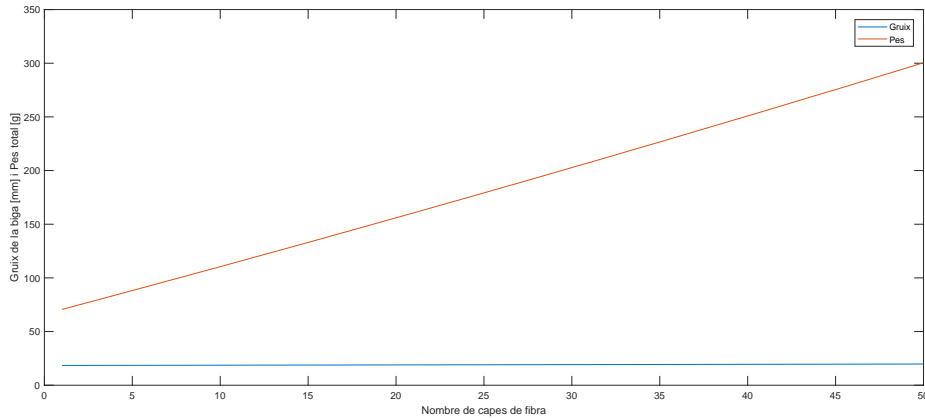


Figura 2.20: Resultats del programa Main en esforç tallant

Tresca

Per últim la funció Tresca s'utilitza per calcular la distribució de la tensió equivalent de Tresca, la distribució de tensió axial i la distribució de l'esforç tallant; les tres distribucions referides a la direcció y de la secció. Aquest programa és útil per calcular les tensions que apareixen a la biga en una situació de càrrega determinada, també es pot utilitzar per fer el tractament de dades d'un assaig experimental d'una biga i extreure a quins valors de tensió hi ha hagut la fallada de l'estructura.

A la figura 2.21 es mostra una gràfica en la qual l'eix vertical representa la distància en $[m]$ entre el punt d'estudi i el centre de la secció i l'eix horitzontal representa el quocient entre la tensió de tresca equivalent que apareix en aquell punt i el valor del límit elàstic del material. D'aquesta manera es pot observar una escala sent 0 en el cas de no haver tensió i 1 en el cas d'estar en una situació de tensió igual al límit elàstic del material.

Es pot observar que en el cas d'una biga òptima, les fibres situades als extrems superior i inferior treballen al voltant de valors propers al seu límit elàstic i a la vegada les fibres del centre assoleixen gairebé el seu límit d'esforç tallant.

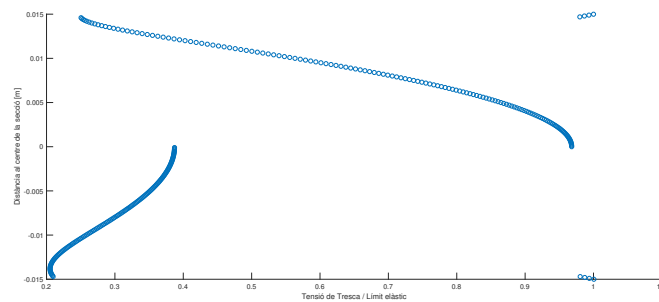


Figura 2.21: Resultats del programa Tresca

A les figures 2.22 i 2.23 es mostra la distribució de tensions axial i esforç tallant al centre de la biga en funció de la seva posició en la direcció y .

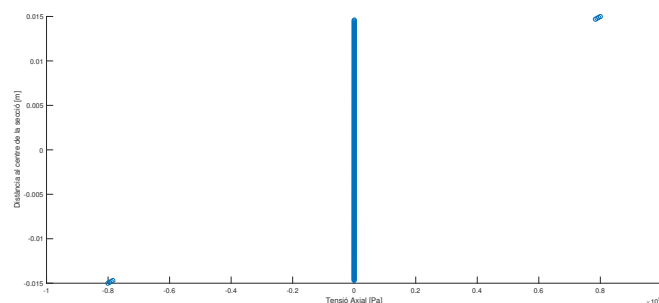


Figura 2.22: Resultats del programa Tresca en tensió axial

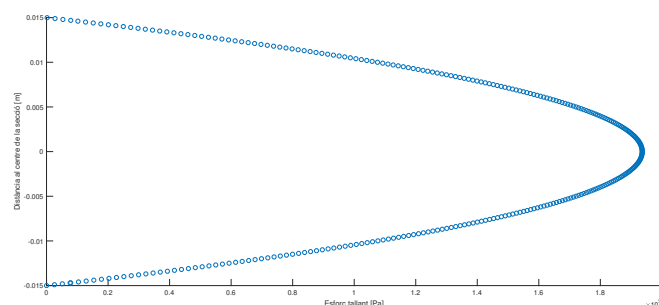


Figura 2.23: Resultats del programa Tresca en esforç tallant

2.4 Disseny aerodinàmic i càrregues en vol

Paral·lelament al disseny estructural es va dur a terme el disseny aerodinàmic de l'avió per a la competició. Per al disseny aerodinàmic s'ha desenvolupat un altre TFG dins de l'equip Trençalòs per programar un simulador d'actuacions en vol i optimitzar la forma en planta de l'aeronau per poder extreure la màxima puntuació de vol dins de la normativa de la competició. L'optimitzador es va programar enfocat a una solució de forma en planta el·líptica però la solució més òptima va resultar una ala rectangular com la que es mostra a la 2.24. El perfil triat és un Selig S1221 amb una corda de $250mm$ com el de la figura 2.25.

Els paràmetres clau del disseny aerodinàmic a tenir en compte per al disseny estructural són:

- Envergadura de l'ala $b = 3.75m$
- Distància de la biga al caire d'atac: $z_{CG} = 100mm$
- Gruix del perfil aerodinàmic a la posició de la biga: $h = 30mm$
- Pes de l'aeronau en buit: $OEW = 2.776kg$
- Màxim *Payload*: $PL_{màx} = 7.5kg$
- Màxima càrrega d'enlairament: $MTOW = 10kg$
- Distribució del moment flector
- Distribució del tallant

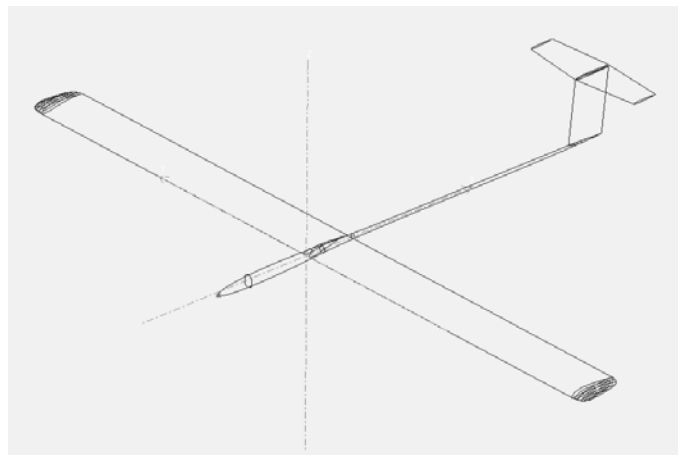


Figura 2.24: Vista isomètrica del disseny de l'avió

La distribució de moment flector ve definida per les càrregues aerodinàmiques que experimenta l'avió en vol, aquestes càrregues són funció de la geometria tridimensional de l'ala: envergadura, perfil aerodinàmic, forma en planta, corda, són alguns dels paràmetres que afecten a la distribució de les forces de sustentació i resistència aerodinàmica.

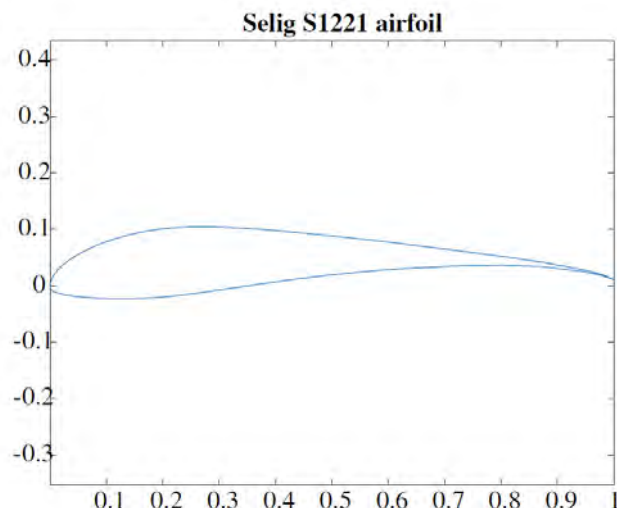


Figura 2.25: Perfil aerodinàmic Selig S1221 [11]

A la figura 2.26 es mostren tres gràfics de dispersió on l'eix vertical representa el moment flector $[Nm]$ en funció de la distància $[m]$ a l'eix de simetria de l'avió i a la figura 2.27 el tallant $[N]$ també en funció de la distància $[m]$ a l'eix de simetria de l'avió.

Cada conjunt de punts representa unes condicions de vol diferents per a un avió amb un $MTOW = 10kg$, el factor de càrrega es defineix com la relació entre la força aerodinàmica de sustentació L i el pes de l'avió, W $n = \frac{L}{W}$ i és una mesura de la sollicitació de l'estructura. A l'aviació comercial els límits de factor de càrrega depenen de la categoria de l'avió, per als avions de transport de passatgers els factors de càrrega entre els que tenen permesos operar són $n = 1.52 - 3.8$ i per als avions acrobàtics $n = 1.52 - 3.8$.

- Vol en creuer o enlairament a una velocitat de $v = 24.8m/s$ i angle d'atac $\alpha = 0.0^\circ$ (blau), equivalent a un factor de càrrega de l'estructura $n = 1$.
- Gir a una velocitat de $v = 25.1m/s$ i angle d'atac $\alpha = 6.5^\circ$ (vermell), equivalent a un factor de càrrega de l'estructura $n = 3.75$.
- Gir molt agressiu a una velocitat de $v = 25.1m/s$ i angle d'atac $\alpha = 10.0^\circ$ (tronja), equivalent a un factor de càrrega de l'estructura $n = 5$.

Per a les fases inicials de l'estudi va ser necessari establir unes condicions de càrrega de referència per a fer els càlculs estructurals abans de tenir les dades del disseny aerodinàmic definitiu. La normativa de l'ACC [3] estableix que abans de cada vol s'ha de verificar que l'avió pot suportar la càrrega i els jutges hauran de poder aixecar l'avió només subjectant-lo per les puntes de l'ala.

La prova estructural equival a un assaig de tres punts, en anglès *three point test* (TPT), en la qual la biga té dos punts de suport situats als extrems i la càrrega situada al punt mig del segment com es mostra a la figura 2.28. A les figures 2.26 i 2.27 estan representats el moment flector i el tallant equivalents a un assaig de tres

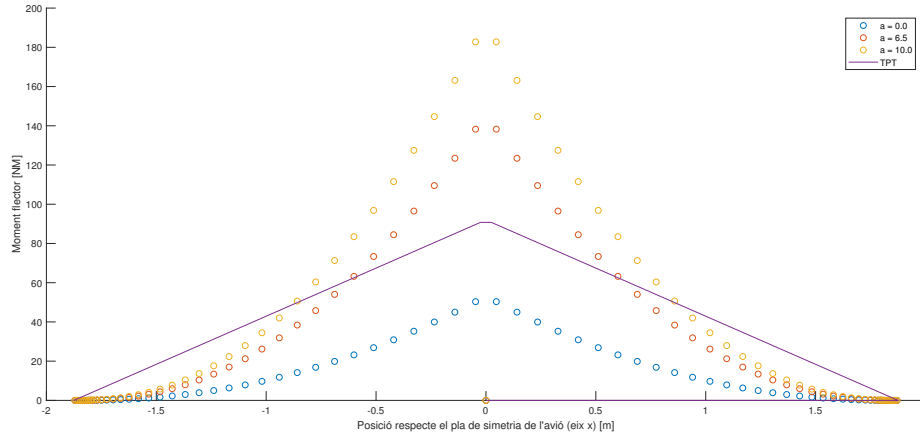


Figura 2.26: Distribució del moment flector

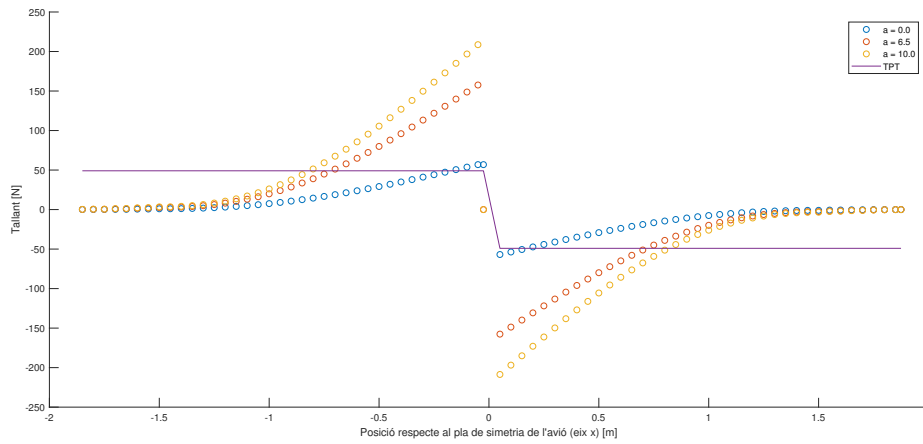


Figura 2.27: Distribució del tallant

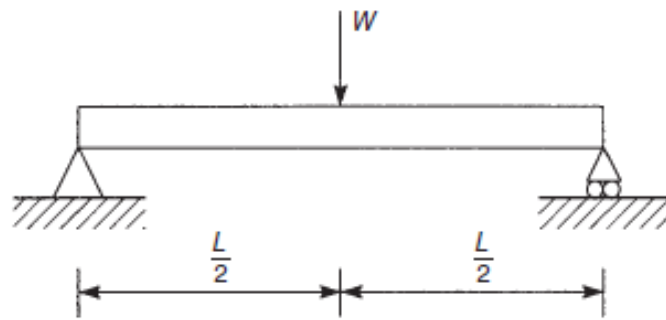


Figura 2.28: Configuració d'un assaig de tres punts [12]

punts amb una càrrega $P = 10kg$ per una línia de color lila, sent $W = Pg[N]$.

L'assaig de tres punts equival a una situació de factor de càrrega $n = 2$ per al moment flector i a un factor de càrrega $n = 1$ per al tallant. Aquest assaig es un bon representatiu de les càrregues que ha de suportar l'avió en vol i es fàcilment reproduïble al laboratori, per això es van usar els valors de moment i tallant que

apareixen en aquest assaig com a paràmetres en l'estudi inicial i es va utilitzar la configuració per assajar els diferents models de bigues.

Les càrregues a les que equival l'assaig de tres punts son:

- Moment màxim al centre de la biga: $M_{\text{màx}} = \frac{WL}{4}[Nm]$
- Tallant constant: $T_y = \frac{W}{2}[N]$

2.5 Tria dels materials

Per a la construcció de la biga es va proposar una solució amb materials compostos per a aconseguir la millor relació entre resistència i pes. Per aquest motiu la configuració d'una biga amb un nucli lleuger i un reforç de fibra de carboni als extrems proveeix una solució molt equilibrada entre la resistència a l'esforç axial degut al moment flector i la resistència a l'esforç tallant deguda al tallant generat per les forces aerodinàmiques.

La tria de materials que s'han utilitzat en la construcció dels models d'assaig i de les bigues definitives s'ha realitzat tenint en compte els possibles proveïdors, el preu i disponibilitat del material, i les propietats del producte.

2.5.1 Fibra de carboni

Fibra per la biga

Per a la fibra de carboni de la biga s'han reduït les opcions a dos productes diferents, els dos productes son làmines de fibra unidireccional:

- Kohlegelege ST 100, produïda per R&G Faserverbundwerkstoffe[®] Composite Technology. Preu per una bobina de $10m \times 50cm$, $1kg$ 100.35€.
- TENAX-J UMS 45 F22 12K, produïda per Toho Tenax[®] Teijin. Preu per una bobina de $0.96kg$ 196.27€.

Fibra	Densitat [g/cm^3]	Mòdul elàstic [GPa]	Límit elàstic [MPa]
Kohlegelege ST 100	1.81	242	4137
TENAX-J UMS 45	1.81	430	4500

Taula 2.4: Taula de dades de la fibra de carboni per la biga [13][14]

Fibra per la pell estructural

Per a la pell estructural s'ha triat utilitzar fibra Carboweave CW 29 2/45+, làmines de fibra UMS 40 co-locada a $+45^\circ$ i -45° , produïda per CN models. Preu per una bobina de $600mm \times 3100mm$ 135,78€.

Fibra	Densitat [g/m^2]	Mòdul elàstic [GPa]	Límit elàstic [MPa]
Carboweave CW 29	19	390	4700

Taula 2.5: Taula de dades de la fibra de carboni per la pell estructural [15]

2.5.2 Epoxy i composite

Per a laminar la fibra de carboni és necessari utilitzar una resina termoestable com l'epoxy, mitjançant un procés de curat l'epoxy pot reaccionar amb un catalitzador, usualment anomenat *hardener*. Existeixen diversos processos per utilitzar l'epoxy com a matriu en els composites dels diferents tipus de fibra, en la secció 2.7 es detallarà el procés de *hand lay-up laminating process* utilitzat per la construcció dels

diferents models i l'estructura definitiva.

El producte comercial triat és Epoxy Resin L + Hardener EPH 161, produït per R&G Faserverbundwerkstoffe[®] Composite Technology. Preu per un kit de 715g de resina + 180g de *hardener* 20.73€.

Les propietats físiques i mecàniques de l'epoxy son les següents:

Resina	Densitat [g/cm^3]	Mòdul elàstic [GPa]	Límit elàstic [MPa]
EPH 161	1.1	3.4	75

Taula 2.6: Taula de dades de l'epoxy [16]

Altres dades importants de la resina son:

- Temps de processat: 90 minuts.
- Temps de curat a temperatura ambient 20°C: 24 hores.
- Temps de curat a 60°C: 10 hores.
- Proporció epoxy i fibra: 50:50 en pes.
- Proporció resina i *hardener*: 100:25 en pes.

Per a la realització del curat de le diferents peces laminades, l'equip Trençalòs ha construït un forn de 1mx1.5mx2m capaç de mantenir una temperatura al seu interior de fins a 100°C per aconseguir unes millors propietats físiques del composite després del curat.

Per al càlcul de les propietats del composite que forma cada fibra amb l'epoxy s'ha utilitzat la equació de la llei de mescles 2.19.

$$X_c = \frac{X_f V_f + X_m V_m}{V_c} \quad (2.19)$$

Sent X la propietat física a calcular, V la fracció en volum de cada element i els subíndex c , f i m fan referència al material: composite, fibra i matriu (epoxy).

La fracció en volum dels components del composite es pot calcular partint de la relació entre l'epoxy i la fibra que la fixa el fabricant a 50:50 en pes. Fixant que el pes de la fibra sigui igual al pes de la matriu amb l'equació 2.20, es pot arribar a la relació de volums entre la fibra i la matriu que s'estableix a l'equació 2.21. Sent el volum total del composite la suma de volums de fibra i matriu eq. 2.22.

$$Pes_f = Pes_m \quad (2.20)$$

$$\rho_f V_f = \rho_m V_m$$

$$\frac{V_m}{V_f} = \frac{\rho_f}{\rho_m} \quad (2.21)$$

$$V_c = V_f + V_m \quad (2.22)$$

Amb les equacions anteriors es poden calcular les propietats dels composites formats pels dos tipus de fibra. Els resultats es mostren a la taula 2.7. Al tenir ambdues fibres de carboni la mateixa densitat, la relació en volum entre la fibra i l'epoxy és 1 : 1.645

Composite	Densitat [g/cm^3]	Mòdul elàstic [GPa]	Límit elàstic [MPa]
TENAX-J UMS 45	1.368	164.685	1747.968
Kohlegelege ST 100	1.368	90.608	1610.728

Taula 2.7: Taula de dades dels composites

Fent un estudi del cost dels materials, les seves propietats mecàniques i la disponibilitat, s'ha establert que per a la fabricació de models per als assajos s'utilitzarà la fibra Kohlegelege ST 100 degut al seu preu més reduït i una disponibilitat immediata per part del fabricant. Per a la construcció de l'avió de competició s'utilitzarà la fibra TENAX-J UMS 45, una gama amb un modul elàstic molt elevat que implica una menor deformació de la biga sota les mateixes càrregues; aquesta fibra s'utilitzarà a la fase definitiva de la construcció degut a la disponibilitat del material per part del proveïdor.

2.5.3 Nucli

Nucli de l'estructura

Per la construcció del nucli de la biga s'han estudiat dos materials diferents la fusta de balsa i el ROHACELL[®] 31 IG-F, de la gama de productes de ROHACELL[®] s'ha triat el 31 IG-F degut a tenir la millor relació entre resistència a l'esforç tallant i el pes. A la taula 2.8 s'ha fet una distinció entre les propietats dels materials del nucli a tracció i a compressió. El productor de ROHACELL[®] 31 IG-F és Evonik, amb el qual l'equip Trencalòs manté un acord de patrocini de materials.

Nucli	Densitat [kg/m^3]	Mòdul elàstic [MPa]	Límit elàstic [MPa]
Balsa a tracció	163	1280	19.9
Balsa a compressió	163	460	4.7
RH 31 IG-F a trac.	32	36	1
RH 31 IG-F a comp.	32	17	0.4

Taula 2.8: Taula de dades dels materials per al nucli de la biga [17][18]

Per als materials del nucli és necessari el valor de la resistència al tallant:

- Resistència a l'esforç tallant de la fusta de Balsa: $2.94MPa$
- Resistència a l'esforç tallant del ROHACELL[®] 31 IG-F: $0.4MPa$

Nucli de la pell estructural

Per al nucli de la pell estructural s'ha triat ROHACELL[®] 71 IG-F

Nucli	Densitat [kg/m^3]	Mòdul elàstic [MPa]	Límit elàstic [MPa]
RH 71 IG-F a trac.	75	92	2.8
RH 71 IG-F a comp.	75	73	1.5

Taula 2.9: Taula de dades dels materials per al nucli de la pell estructural [18]

2.6 Estudi preliminar

En aquesta secció és desenvoluparan dues solucions diferents per a la construcció de la biga, aquest estudi es va dur a terme com una aproximació a l'ordre de magnitud dels components en cada configuració. Els càlculs es van desenvolupar amb una versió més primitiva del software però van servir per extreure el disseny que seria optimitzat.

2.6.1 Possibles solucions

Les dues primeres configuracions proposades 2.29a i 2.29b es componen d'un nucli d'un sol material amb un nombre capes de fibra de carboni als extrems superior i inferior, en el primer cas ROHACELL[®] i en el segon fusta de Balsa.

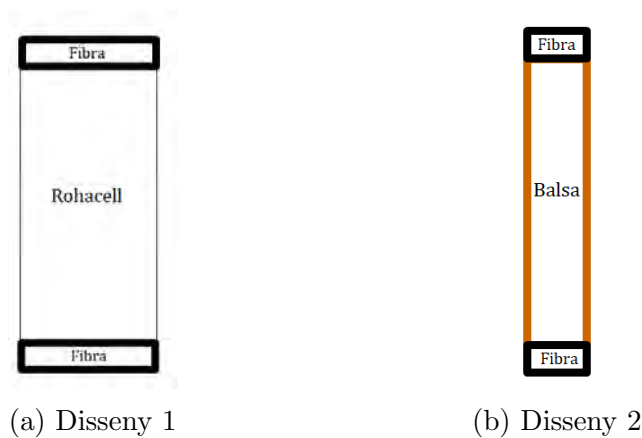


Figura 2.29: Solucions proposades

La configuració d'un nucli lleuger reforçat als extrems superior i inferior permet optimitzar la inèrcia de la secció de la biga i la resistència a l'esforç axial degut al moment flector, que és l'esforç més crític en el disseny estructural.

El criteri d'homogeneïtzació de la secció és proporcional al mòdul elàstic dels diferents materials, degut a la alta resistència de la fibra de carboni enfront dels altres materials el coeficient elàstic de la fibra és diversos ordres de magnitud superior al de la balsa o el ROHACELL[®]. Per tots els càlculs realitzats, el mòdul elàstic del composite E_c s'ha establert com el mòdul elàstic de referència E_0 . A les taules 2.10 i 2.11 es mostren els diferents coeficients elàstics per a les bigues amb composite de fibra de carboni Kohlegelege ST 100 i TENAX-J UMS 45 respectivament.

Material	Coefficient elàstic n_i
Kohlegelege ST 100	1
Balsa a tracció	1.367×10^{-2}
Balsa a compressió	4.914×10^{-3}
RH 31 IG-F a trac.	3.845×10^{-4}
RH 31 IG-F a comp.	1.816×10^{-4}

Taula 2.10: Taula de coeficients elàstics fibra Kohlegelege ST 100

Material	Coefficient elàstic n_i
TENAX-J UMS 45	1
Balsa a tracció	7.772×10^{-3}
Balsa a compressió	2.793×10^{-3}
RH 31 IG-F a trac.	2.186×10^{-4}
RH 31 IG-F a comp.	1.032×10^{-4}

Taula 2.11: Taula de coeficients elàstics fibra TENAX-J UMS 45

Aquesta diferència d'ordre de magnitud entre els coeficients elàstics fa que l'esforç axial que es desenvolupa al nucli sigui molt inferior al que es desenvolupa a la fibra. A la figura 2.22 es pot observar la distribució d'esforç axial a la secció de la biga, els valors de tensió axial que apareixen a la fibra són de l'ordre de $10^8 Pa$ i els que apareixen al nucli de l'ordre de $10^5 Pa$.

De la mateixa manera es pot observar que amb aquesta configuració el nucli suportarà l'esforç tallant, degut a la distribució parabòlica de l'esforç tallant el màxim es situa al centre de la secció i és igual a 0 als extrems superior i inferior. A la figura 2.23 es mostra la distribució de l'esforç tallant a la secció de la biga, sent el seu màxim de l'ordre de $10^5 Pa$.

2.6.2 Resultats de l'estudi inicial

Per a l'estudi inicial es va limitar l'estudi a una opció amb 1, 2 i 3 capes de fibra Kohlegelege ST 100 per a cada material del nucli i es van establir uns valors fixats per al càlcul estructural:

- Alçada total de la biga: $h = 3cm$
- Longitud de la biga: $L = 3m$
- Càrrega: $P = 10kg$

Les bigues resultants es mostren a la taula 2.12.

Nucli	Capes de fibra	Gruix de la biga [mm]	Pes [g]
Balsa	1	17.00	401.0
Balsa	2	12.92	314.0
Balsa	3	10.42	154.8
RH 31 IG-F	1	50.13	249.0
RH 31 IG-F	2	25.88	132.9
RH 31 IG-F	3	17.00	92.48

Taula 2.12: Resultats de l'estudi inicial

2.6.3 Conclusions de l'estudi inicial

Dels resultats de la taula 2.12 podem extreure diferents conclusions per a la selecció del material i de la configuració a optimitzar.

Pel que fa als materials, les bigues amb un nucli de ROHACELL[®] resulten més lleugeres que les de fusta de balsa. El ROHACELL[®] presenta també millors propietats per a la producció de blocs amb unes mides determinades com els que seran necessaris a la biga. El cost del ROHACELL[®] per l'equip és nul ja que en l'acord de patrocini EVONIK proveeix l'equip amb els blocs i les làmines necessàries per a la construcció de l'avió. Per aquests motius s'ha triat el ROHACELL[®] 31 IG-F com a material del nucli de les bigues.

De l'estudi inicial també es pot extreure la tendència que mostra el pes i el gruix de les bigues en funció de les capes de fibra, disminuint en ambdós casos. Les capes de fibra seran un dels paràmetres clau en la producció de bigues amb el mínim pes possible.

2.7 Procés de producció

En aquesta secció es desenvoluparà el procés seguit per la fabricació dels models per als assajos, el sistema d'unions i la construcció de l'ala amb la biga. També es detallaran les diferents eines i motlles utilitzats per a poder dur a terme la fabricació.

2.7.1 Laminació de la fibra

Per processar la fibra de carboni utilitzada per als reforços de la biga i la pell estructural s'ha utilitzat el procés de laminació *Hand lay-up lamination process*, aquest mètode és senzill de realitzar al taller i d'acord amb les possibilitats i disponibilitat de materials i equipament disponible és el més adequat per a realitzar la laminació de la fibra.

El procés consisteix en apilar les làmines de fibra a ma sobre un motlle al qual se li haurà aplicat prèviament un agent desenmotllant i després aplicar la resina d'epoxy amb un pinzell o un rodet de pintura. Aquest mètode permet una gran varietat en la forma dels motlles, sent possible fabricar geometries complexes. Degut a la naturalesa manual del procés és possible col·locar la fibra en diferents direccions depenent de les necessitats del component.

Una vegada la fibra està completament impregnada per la resina i col·locada al motlle s'utilitza una bossa de buit per que amb el curat de l'epoxy les làmines de fibra adoptin la forma del motlle i el resultat sigui una làmina rígida. Utilitzar el buit per al curat del epoxy és clau en la correcta dispersió de la resina per tota la fibra i extreure totes les bombolles d'aire que puguin quedar a la barreja de l'epoxy i entre les fibres. Realitzar un procés de curat a na temperatura de $60^{\circ}C$ durant 10h al forn permet obtenir unes millors propietats mecàniques de la matriu del composite.

A la figura 2.30 es mostra un diagrama de la construcció necessària per fer el buit al motlle. Per a poder dur a terme la correcta laminació de la peça serà necessaris els següents components:

- El motlle amb la fibra i la resina ja impregnada
- Una làmina de *Peel ply* a les zones que es vulgui deixar un acabat rugós per poder enganxar-les a altres components després.
- Una làmina de film perforat per poder extreure l'excés de resina.
- Una làmina de cotó per absorbir l'excés de resina.
- Una bossa de buit segellada amb cinta de doble cara.
- Una bomba de buit.
- Forn per dur a terme el curat a $60^{\circ}C$.

Per a la laminació de la fibra primer s'ha de retallar la geometria desitjada de la bobina de fibra, és important respectar la direcció de les fibres ja que les propietats mecàniques en la direcció transversal de la fibra son molt inferiors a les propietats

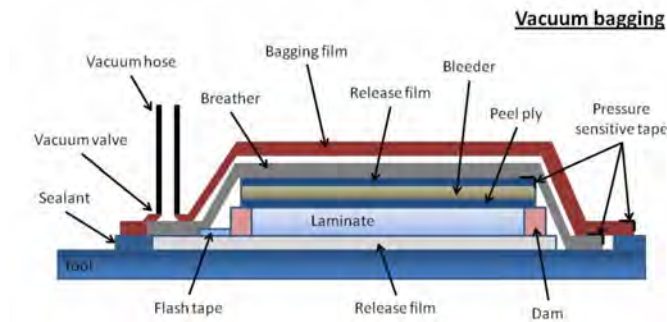
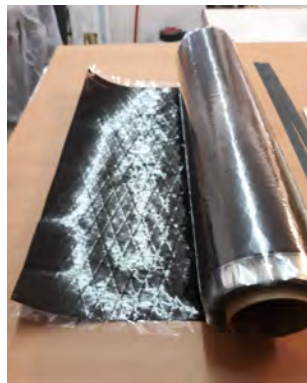


Figura 2.30: Diagrama de la configuració per realitzar el buit [19]

que es presenten en la direcció paral·lela a la fibra. Per la biga s'utilitzarà fibra unidireccional que haurà d'anar col·locada paral·lela a l'eix x i per la pell s'utilitzarà fibra bidireccional col·locada a $+45^\circ$ i -45° respecte l'eix x .



(a) Bobina



(b) Retall de fibra unidireccional

Figura 2.31: Fibra Kohlegelege ST 100

Per laminar la fibra també es necessari la resina d'epoxy, el fabricant estableix una relació 50:50 en pes entre la fibra i la resina, de manera que abans de fer la laminació cal pesar la fibra per produir la mateixa quantitat d'epoxy. Per desencadenar la polimerització de la resina cal fer una barreja entre la resina i el *Hardener*, la proporció entre aquests components és 100:25. Per assegurar una mescla homogènia s'afegeixen unes gotes de colorant i cal remoure fins que el color sigui completament homogeni.

2.7.2 Producció dels models d'assaig

Reforç de fibra

Per manufacturar els reforços de fibra per les bigues dels assajos s'han dissenyat i construït dos motlles formats per una làmina d'àcid polilàctic (PLA) i un taulell de fusta per donar robustesa al conjunt. La forma és rectangular i plana degut a la geometria requerida, cada motlle té una mida de $850mm \times 100mm$ per poder processar dos components a la vegada.



Figura 2.32: Motlles per la biga

Primer cal encerar el motlle amb cera desenmotllant per poder separar la làmina i el motlle després del curat. Les làmines de fibra tallades amb les mides necessàries es col·loquen sobre el motlle i s'aplica la barreja de la resina amb el catalitzador sobre les capes de fibra una a una per assegurar la correcta dispersió de la resina per les diferents capes.

A la figura 2.34 es mostren tres imatges del procés de laminació dels reforços de fibra per a les bigues.

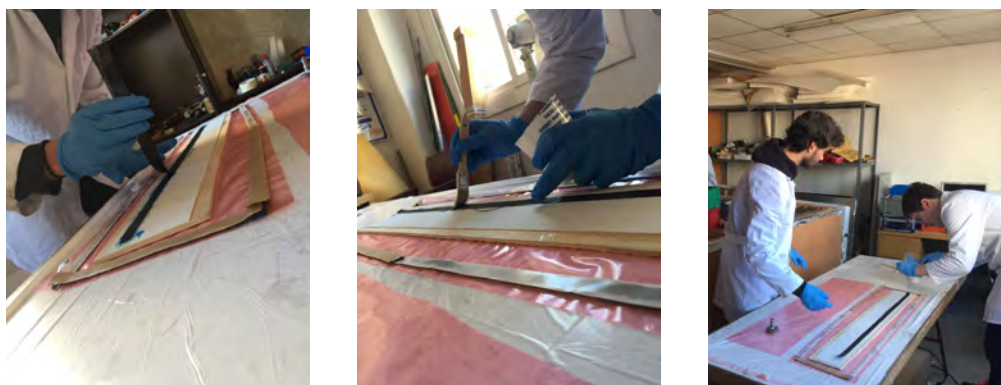


Figura 2.33: Imatges del procés de laminació

Per a la construcció de bigues amb un major nombre de capes aquest procés passava a ser molt lent degut al gran nombre de làmines que s'havien de retallar. Per solucionar aquest problema es va optar per plegar la fibra sobre si mateixa en comptes de tallar-la, de manera que per produir una làmina de fibra de $15mm \times 750mm$ amb 24 capes de fibra, es podia descomposar el problema en dos làmines només en comptes de les 24 necessàries si es fes una a una. Plegar una làmina de fibra sobre si mateixa un nombre n de vegades produeix un nombre final de capes $= 2^n$, de manera que descomposant el nombre 24 en $16 + 8$ només cal agafar una làmina de $240mm \times 750mm$ i plegar-la 4 vegades, una de $120mm \times 750mm$ i plegar-la 3 vegades, i juntes formen una biga de 24 capes amb mides $15mm \times 7500mm$. A la figura 2.34a es mostra el resultat de la laminació de dos reforços, un de 6 capes de fibra i un de 19 capes, a la figura 2.34b es mostra en detall el gruix dels dos reforços.

Nucli

Per manufacturar els blocs del nucli de ROHACELL® amb les mides necessàries es va desenvolupar una eina per poder tallar els blocs més grans amb un fil d'alumini. La eina és una serra de marqueteria on s'ha substituït la serra per un fil d'alumini tensat amb la pròpia eina. Utilitzant patrons de fusta amb les mides desitjades,



(a) Llistons de fibra de carboni

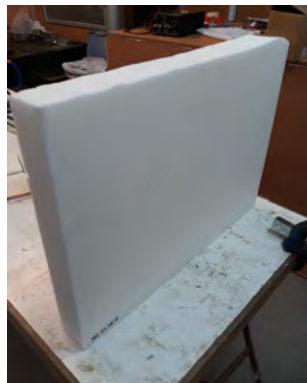


(b) Detall del gruix del reforç

Figura 2.34: Imatges del resultat de la laminació

tallats amb làser al Fablab Terrassa, es poden produir fàcilment els blocs necessaris pel nucli.

A la figura 2.35a es mostra un bloc de ROHACELL[®] del qual s'extrauran els diferents blocs per construir els nuclis, a la figura 2.35b es mostren els patrons per tallar les mides de 15mm i 30mm.

(a) Bloc de ROHACELL[®]

(b) Patrons de fusta

Figura 2.35: Imatges de la manufacturació del nucli

Assamblatge

Per assemblar el nucli amb els reforços de fibra de carboni s'utilitza una barreja d'epoxy amb flocs de cotó que serveixen per donar més volum a l'adhesiu i així omplir al màxim la superfície de contacte entre la fibra i el nucli. A la figura 2.36 es mostren dos imatges de les bigues resultants.

2.7.3 Producció del sistema d'unions

Baionetes

La producció de les baionetes és una reproducció del procés de construcció de les bigues a menor escala. Construir unes baionetes amb la mateixa configuració de la

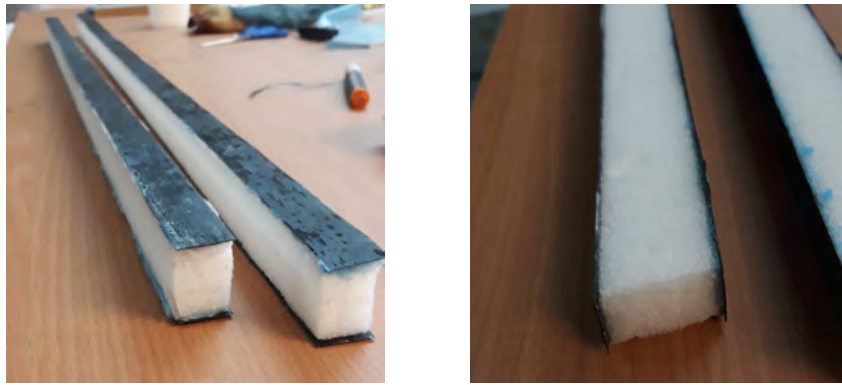


Figura 2.36: Bigues definitives

biga permetrà una correcta transmissió d'esforços aerodinàmics per tota l'envergadura.

Calaixos

Per produir els calaixos de fibra de carboni als quals s'inseriran les baionetes s'ha utilitzat el mateix *hand lay-up process* que per produir les bigues, la diferència és que en aquest cas el motlle passa a ser un patró de la baioneta tancat per la fibra. Per fer els patrons es van fer proves amb impressió 3D i perfils d'alumini, el patró d'alumini va produir un millor acabat de les peces.

A la figura 2.37 es mostra un calaix de fibra de carboni juntament amb un patró de la baioneta fet amb impressió 3D.

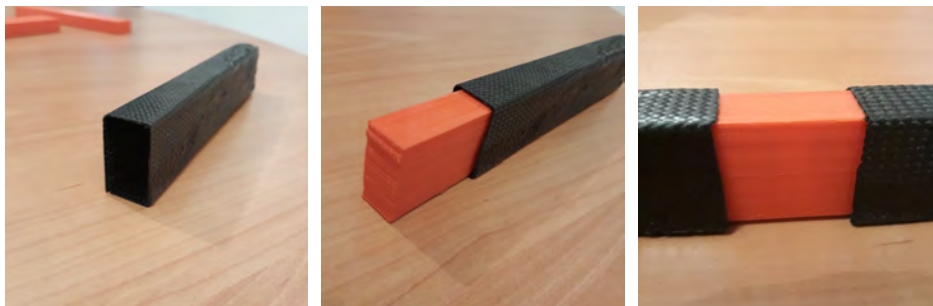


Figura 2.37: Calaixos d'unió

2.7.4 Producció de l'ala amb la biga

Laminació de la pell estructural amb el refoç de fibra de carboni

Per la construcció de l'ala definitiva amb la biga com a element estructural es seguirà un procés semblant al descrit per a la laminació i assemblatge de les bigues per als assajos. La principal diferència serà el motlle sobre el qual es durà a terme la laminació, per aconseguir la geometria del perfil aerodinàmic seran necessaris motlles de poliuretà d'alta densitat fresats amb la forma de l'ala. Els blocs utilitzats per a la fabricació dels motlles son blocs NECURON[®] 651 amb unes mides de

1500mmx500mmx50mm, el preu per cada bloc és de 137€.

Per al procés de fresat és necessària maquinària de tall CNC (*computer numerical control*) que té un cost molt elevat, per al mecanitzat dels motlles de poliuretà l'equip Trencalòs compta amb el suport de la Fundació CIM [20] associada a la UPC. La Fundació CIM organitza anualment un concurs per al patrocini de projectes de competició universitària obert a totes les associacions que participin en competicions internacionals, en l'edició del 2019 l'equip Trencalòs ha aconseguit el segon premi dotat amb un pressupost de 2000€ per usar la maquinària disponible a la fundació.

Una vegada fresats els motlles cal realitzar un procés d'acabat superficial com el que es mostra a la figura 2.38 que es tradueix en un acabat de la pell de fibra de carboni especular, l'acabat superficial de l'ala és un paràmetre clau en la reducció de les forces de resistència aerodinàmica.

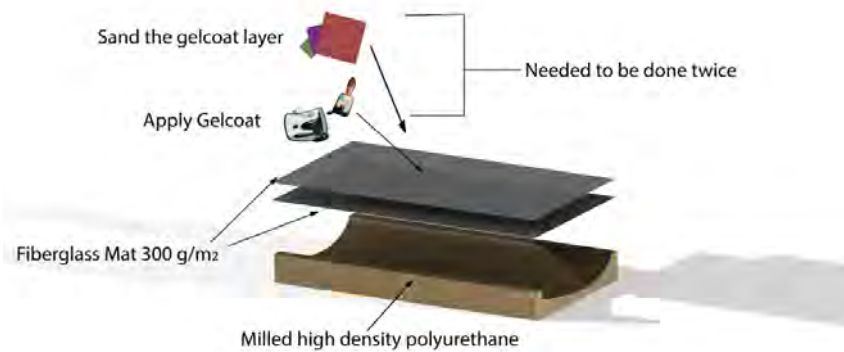


Figura 2.38: Producció dels motlles de poliuretà

El procés a partir d'aquest punt és el mateix que per a la laminació de les bigues, primer es col·loca el sandwich format per les làmines de fibra Carboweave CW 29 col·locades a $+45^\circ$ i $+45^\circ$ respecte l'eix x i una làmina de ROHACELL[®] 71 IG-F com a nucli de la pell estructural. Les làmines de fibra corresponents a la biga es col·loquen a una distància determinada del caire d'atac alineades amb la direcció x . A la figura 2.39 es mostra el conjunt durant el procés de curat de la resina, la imatge és del procés de construcció de l'ala per a l'avió *White Osprey* participant a l'ACC 2017.

Assamblatge

Per cada secció d'ala s'han de laminar independentment l'extradós i l'intradós de l'ala cadascun amb el seu respectiu reforç de fibra. Durant el mecanitzat dels blocs per als motlles es col·loquen a diferents orificis per la correcta alineació de les superfícies de l'ala. Quan la resina de la pell estructural ja està curada, es pot procedir a adherir el nucli i els calaixos d'unió sobre el reforç de fibra i repetir la operació amb l'extradós per tancar l'ala.

A la figura 2.40 es mostra el resultat de la laminació per a un tram d'ala amb secció variable conformat d'un sandwich de fibra de vidre i fibra de carboni. A la



Figura 2.39: Laminació d'una secció d'ala [2]

figura 2.41a es mostra l'intradós amb l'estructura interna de ROHACELL[®], a la figura 2.41b es mostra l'extradós de la secció d'ala definitiva i a la figura 2.41c l'intradós de la secció.

Les imatges s'han extret del TFG de Gurinder Saran [2], el procés dut a terme per a la construcció de les ales per la competició ACC 2017 és el mateix que es durà a terme per a la construcció de les ales definitives per l'avió de l'ACC 2019.



Figura 2.40: Pell estructural [2]



(a) Secció de l'ala amb l'estructura interna



(b) Extradós de la secció d'ala definitiva



(c) Intradós de la secció d'ala definitiva

Figura 2.41: Secció d'ala [2]

Capítol 3

Resultats

En aquesta secció es discutiran els aspectes relacionats amb el procediment i els resultats dels assajos experimentals, els paràmetres i disseny definitiu de la biga juntament amb una reflexió sobre l'impacte ambiental del projecte, la planificació de la fase següent del projecte una vegada acabat aquest TFG i les conclusions extretes de la realització de l'estudi i el disseny de l'estructura de l'avió.

3.1 Assajos experimentals

Per a la caracterització de les propietats físiques de les bigues de material compost s'utilitzarà l'assaig de tres punts, a l'assaig de tres punts el moment flector i el tallant presenten uns valors similars a una situació en vol, $n = 2$ per al moment i $n = 1$ per al tallant. Aquest assaig es reproduïble al laboratori amb dos suports per als extrems de la biga i un suport per poder col·locar els pesos al centre del segment.

Amb aquest assaig es podran caracteritzar diferents propietats de la biga com els límits elàstics per a l'esforç axial i l'esforç tallant, i el producte del mòdul elàstic i la inèrcia de la secció EI_z que és una mesura de la deformació de l'estructura enfront de les càrregues.

3.1.1 Plantejament i càlculs previs

De l'assaig de tres punts d'una biga es pot mesurar la deformació de la peça enfront d'una càrrega determinada, la relació que s'estableix entre càrrega i deformació s'extreu del principi de treballs virtuals (PTV) utilitzant la taula d'integrals de Mohr per resoldre les equacions. Als apèndix es pot consultar la taula amb les integrals de Mohr a la figura ??.

El desplaçament vertical enfront de la càrrega es pot determinar amb la funció 3.1, sent W la càrrega en [N], L la distància entre els suports, E el mòdul elàstic de la biga i I_z la inèrcia de la secció.

$$\delta_v = \frac{WL^3}{48 \cdot EI_z} \quad (3.1)$$

Amb l'equació 3.1 es pot extreure la corba teòrica de deformació enfront de la càrrega.

3.1.2 Prototips per als assajos

Per als assajos experimentals s'han preparat quatre prototips diferents per assajar. En una primera fase d'estudi es van construir tres prototips amb 1, 2 i 3 capes de fibra inferior i superior, per un assaig posterior es va construir una biga amb 24 capes de reforç de fibra a la zona superior i 8 capes a la zona inferior. Els quatre prototips tenen una alçada total $h = 30mm$ i una longitud $L = 750mm$.

Prototip	Capes de fibra	Gruix de la biga [mm]	Pes real [g]	Pes teòric [g]
No.1	1	15	24.6	15.43
No.2	2	15	32.3	24.5
No.3	3	15	38.7	36.1
No.4	24-8	15	80.1	73.4

Taula 3.1: Prototips

3.1.3 Procediment experimental i presa de dades

Per reproduir l'assaig de tres punts al laboratori s'han col·locat les bigues a assajar entre dos suports a una distància de $L = 71cm$ i un suport per als pesos al centre de la biga. Per fer les mesures de deformació s'ha col·locat un rellotge comparador que permet mesurar desplaçaments de l'ordre de $10^{-5}m$. El conjunt del suport per als pesos té un pes de $0.5kg$.

Una vegada preparat el muntatge s'ha procedit a carregar pesos de $0.5kg$ al suport i anotar el desplaçament vertical per cada situació.



Figura 3.1: Muntatge experimental

3.1.4 Resultats dels assajos experimentals

Les dades de deformació enfront de la càrrega del primer assaig es mostren al gràfic 3.2, sent l'eix horitzontal la massa carregada a l'estructura en kg i l'eix vertical el

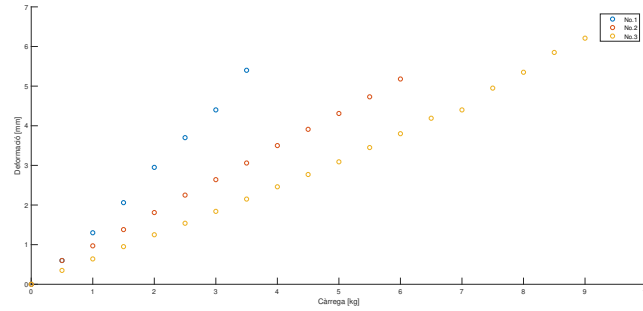


Figura 3.2: Resultats de l'assaig 1

desplaçament vertical del centre de la biga en mm .

El prototip No.1 va aguantar una càrrega $P = 3.5kg$, el prototip No.2 una càrrega $P = 6kg$ i el prototip No.3 una càrrega $P = 9.5kg$. El mecanisme de trencament en el tres casos va ser el vinclament de les fibres treballant a compressió al reforç superior. A la figura 3.3 es mostra el vinclament de la fibra quan la biga estava aprop de la fallada.



Figura 3.3: Vinclament de la secció superior de fibra

Per extreure els resultats de les dades preses cal fer una regressió lineal dels tres conjunts de punts, el pendent de les diferents rectes es pot relacionar amb el producte EI_z amb l'equació 3.1. A la taula 3.2 es mostren les rectes de regressió lineal dels tres conjunts de dades, sent y el desplaçament vertical δ_v en $[mm]$ i x la càrrega en $[kg]$. El valor R^2 representa el coeficient de correlació lineal al quadrat de la regressió, sent $R^2 = 1$ quan la regressió ajusta correctament el model i $R^2 = 0$ quan no existeix relació lineal entre els punts.

Prototip	Recta de regressió	R^2
No.1	$y = 1.5x - 0.15$	0.99858
No.2	$y = 0.84x + 0.11$	0.99971
No.3	$y = 0.69x - 0.16$	0.99721

Taula 3.2: Regressions lineals de l'assaig 1

Amb les dades extretes de l'experiment es poden calcular diferents propietats mecàniques del conjunt de la biga, a la taula 3.3 es mostra el producte EI_z , la tensió axial màxima σ_{\max} i l'esforç tallant màxim τ_{\max} experimentals de cada biga assajada.

Prototip	Càrrega màxima [kg]	EI_z [Mpa]	σ_{\max} [Pa]	τ_{\max} [Pa]
No.1	3.5	136.311	5.0152×10^8	4.6397×10^4
No.2	6	243.055	4.4482×10^8	7.9541×10^4
No.3	9.5	295.893	4.7564×10^8	1.2594×10^5

Taula 3.3: Tensions màximes a l'assaig 1

Per l'assaig de la biga de 24 capes superior i 8 capes inferiors no es van prendre les dades de deflexió enfront de la càrrega, d'aquest experiment es volien extreure els valors límit de tensió axial i esforç tallant que podia suportar la nova configuració. En aquest assaig la fallada de la biga la va desencadenar l'arribada al límit d'esforç tallant del nucli. A la taula 3.4 es mostren els valors màxims de tensió per al segon assaig.

Prototip	Càrrega màxima [kg]	σ_{\max} [Pa]	τ_{\max} [Pa]
No.4	22	3.632×10^8	3.597×10^5

Taula 3.4: Tensions màximes a l'assaig 2

3.1.5 Conclusions dels assajos experimentals

Els assajos experimentals han servit per fer avançar el projecte en diferents direccions, primerament la presa de dades i caracterització real de les propietats mecàniques dels prototips, i la posada en pràctica i aprenentatge del procés de construcció de les bigues que serà el mateix a realitzar durant la construcció de l'aeronau per la competició.

Amb les dades extretes de les propietats físiques dels materials s'ha pogut ajustar el model de càlcul teòric al model experimental observat durant els assajos. El primer assaig va ser indicatiu del límit elàstic del conjunt enfront als esforços de compressió que es desenvolupen a la meitat superior de la biga, en els tres casos al arribar a valors propers a la càrrega de fallada del material es podien començar a observar petites ondulacions a la zona central de la biga on el moment flector i conseqüentment la tensió axial son màxims com es mostra a la figura 3.3.

Tenint en compte els resultats del primer assaig, el prototip per al segon es va dissenyar amb uns límits elàstics diferents per a la fibra treballant a tracció i per la fibra treballant a compressió. Augmentant el nombre de capes de fibra a l'extrem superior s'aconsegueix donar a la fibra una major inèrcia a la secció per prevenir l'aparició de vinclament.

El resultat del segon assaig va ser positiu en termes de prevenció de l'aparició de vinclament ja que la fallada de l'estructura es va donar al arribar al límit d'esforç tallant del nucli per un valor de tensió $\tau = 3.579 \times 10^5$ [MPa] i no es van observar les ondulacions que indiquen l'aparició del vinclament.

3.2 Disseny definitiu

3.2.1 Premises del disseny

Per al disseny de la geometria de l'estructura definitiva per a l'avió s'han imposat les següents condicions geomètriques:

- L'envergadura de l'ala i longitud total de la biga queda fixada en $L = 3.75m$
- Es dividirà l'estructura de l'ala en 5 trams de $L = 750mm$
- L'alçada màxima de la biga i la pell estructural queda definida per l'espessor del perfil en $h = 30mm$.

Els paràmetres de càrrega estructural i límits dels materials son els següents:

- El factor de càrrega màxim que haurà de suportar l'estructura serà $n = 5$.
- Cada tram d'ala es dimensionarà per al moment màxim en el seu rang de posicions, creant tres models de bigues diferents per al factor de càrrega determinat.
- El límit de tensió axial a compressió de les seccions de fibra es limitarà a $LE_{f,comp} = 500MPa$.
- El límit de tensió axial a tracció es limitarà a $LE_{f,comp} = 800MPa$.
- El límit de la resistència a l'esforç tallant del nucli serà el límit del ROHACELL[®] 31 IG-F $LE_n = 0.4MPa$.

Per identificar cadascun dels trams d'ala s'ha seguit la nomenclatura que es mostra a la figura 3.4

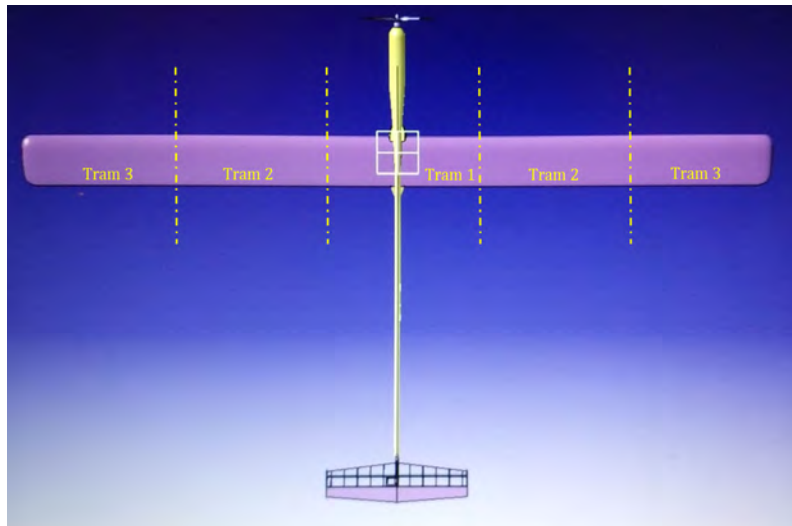


Figura 3.4: Vista en planta de l'avió i els trams d'ala

El moment flector màxim que apareixerà als diferents trams d'ala es mostra a la taula 3.5. Cadascun dels trams serà dimensionat per suportar un moment equivalent a un factor de càrrega $n = 5$, amb els límits elàstics dels materials esmentats anteriorment. El tallant per al qual seran dimensionats tots els trams serà el tallant màxim per a $n = 5$, $T_{y,max} = 225N$.

Tram	Moment màxim [Nm]
Tram 1	182.770
Tram 2	146.216
Tram 3	73.108

Taula 3.5: Moment màxim a cadascun dels trams

3.2.2 Geometria final

En aquest apartat es mostren els valors dels paràmetres geomètrics necessaris per a definir el conjunt de l'estructura global per l'avió de l'ACC 2019.

Pell estructural

La pell estructural dels cinc trams d'ala estarà formada per un sandwich de fibra Carboweave CW 29 amb una làmina de ROHACELL[®] 71 IG-F de 1.3mm d'espessor. Aquest conjunt es pot considerar que té un gruix total de 1.3mm despreciant el gruix de les làmines de fibra de 4.8µm.

Biga

La geometria definitiva de les bigues dissenyades com a element estructural principal per a cadascun dels trams d'ala es mostra a la taula 3.6. El gruix resultant en la direcció z ha sigut $t = 30mm$.

Tram	Posició	Capes de fibra	Geometria [mm]
Tram 1	superior	34	0.402x30x750
Tram 1	inferior	21	0.248x30x750
Tram 2	superior	27	0.319x30x750
Tram 2	inferior	17	0.201x30x750
Tram 3	superior	14	0.166x30x750
Tram 3	inferior	9	0.106x30x750

Taula 3.6: Geometria definitiva dels reforços de fibra de la biga

Nucli

Les dimensions del nucli queden definides restant al gruix total del perfil el gruix de la pell estructural i el gruix dels reforços de fibra de carboni. A la taula 3.7 es mostra la geometria definitiva dels nuclis de les bigues.

Tram	Geometria [mm]
Tram 1	26.75x30x450
Tram 2	26.88x30x450
Tram 3	27.13x30x450

Taula 3.7: Geometria definitiva dels nuclis de la biga

Unions

A les unions la geometria exterior de la baioneta coincideix amb la geometria del nucli dels diferents trams d'ala, la longitud total de les baionetes s'ha fixat en $l_b = 30cm$, de manera que cada calaix d'unió té una longitud igual a la meitat de la baioneta, $l_{calaix} = 15cm$. Usualment al sector de l'aeromodelisme s'utilitza una longitud cinc vegades major al gruix del perfil $L_c = 5 \cdot h$ per dimensionar els calaixos i baionetes d'una ala desmuntable. El nombre de capes superior de cada baioneta s'ha fixat en 8, a la taula 3.8 es mostra la geometria dels reforços de fibra de carboni de les baionetes.

Degut a que la baioneta té una secció constant i el nucli dels trams adjacents té unes dimensions diferents, s'haurà d'afegir un nombre de capes igual a la diferència de capes entre els dos trams amb les dimensions del calaix. D'aquesta manera s'aconsegueix igualar les dimensions del nucli a la zona de la unió i fer possible la unió amb una baioneta de secció constant. A la taula 3.9 es mostra la geometria dels nuclis de les dues baionetes necessàries.

Tram	Capes de fibra	Geometria [mm]
Baioneta	8	0.095x30x300

Taula 3.8: Geometria definitiva dels reforços de fibra de les baionetes

Tram	Geometria [mm]
Unió 1-2	26.56x30x450
Unió 2-3	26.69x30x450

Taula 3.9: Geometria definitiva dels nuclis de les baionetes

3.2.3 Pes total

A la taula 3.10 es mostra una aproximació teòrica al pes de cada component i al pes total del conjunt estructural.

Component	Pes unitari [g]	Unitats	Pes total [g]
Pell estructural	37.69	5	188.456
Biga Tram 1	31.563	1	31.563
Biga Tram 2	27.61	2	55.22
Biga Tram 3	20.092	2	40.184
Baioneta 1-2	17.322	2	34.644
Baioneta 2-3	17.378	2	34.756
Pes total			384.823

Taula 3.10: Pesos dels diferents components estructurals

3.3 Impacte ambiental i seguretat

Els materials compostos son coneguts per la seva durabilitat, alta resistència, bona qualitat, baix cost de manteniment i baix pes, que permeten un consum d'energia i un impacte ambiental (CO_2) molt reduïts durant el seu transport o l'ús en aplicacions de transport.

Els materials compostos no s'han reciclat correctament durant la última dècada degut al caràcter heterogeni de la matriu i el reforç. Algunes investigacions s'han dut a terme per a crear matrius per composites de materials biodegradables però encara no existeixen productes comercials.

Tot i no existir una possibilitat real de reciclar els components i materials utilitzats en la producció de les bigues prototip, la gran majoria de materials utilitzats son reutilitzats d'edicions de la competició i construccions d'avions anteriors al 2019, evitant fer compres innecessàries i duplicació del material.

Les mesures de seguretat humana han sigut una prioritat per aquest TFG. Sempre s'han realitzat els processos manuals, sobretot els de laminació, amb les mesures de seguretat adequades: guants, mascareta, bata de laboratori i ulleres. Per al procés de laminació s'ha seguit la norma UNE EN 2374 assegurant una correcta ventilació i il·luminació de l'espai en el qual es treballaran amb els composites, per aconseguir uns bons resultats i treballar amb major seguretat.

3.4 Planificació de la fase següent

En aquesta secció es desglosarà la feina a seguir un cop finalitzat aquest TFG.

3.4.1 Feina a curt termini

A curt termini, serà necessari construir un model de l'estructura completa de l'avió i assajar-la en unes condicions de càrrega equivalents a les que es desenvoluparan en vol. Aquesta tasca no s'ha pogut dur a terme dins del termini del TFG degut a la falta de la fibra de carboni per construir les bigues per la falta de *stock* del proveïdor de fibra.

Abans de la competició que es disputarà durant el mes d'agost de 2019, s'haurà de construir l'avió i fer diferents vols de prova per assegurar el correcte funcionament i maniobrabilitat de l'avió en vol, una actitud i resposta adequades faciliten la tasca del pilot de fer el circuit amb la màxima càrrega possible en el menor temps.

3.4.2 Feina a llarg termini

A llarg termini, una vegada passada la competició caldrà valorar quin ha estat el resultat obtingut per l'equip en la competició i quina ha estat la actuació dels diferents dissenys i sistemes en aquest resultat.

Com a continuació de la investigació duta a terme en aquest TFG es podria modificar l'aplicació de software desenvolupada per a poder calcular geometries més complexes o bigues amb secció variable. Desenvolupar una aplicació per al càlcul de bigues de secció variable seria interessant per al dimensionament d'una ala amb un perfil variable a tota la envergadura, com ales el·líptiques o amb estretament. També seria interessant automatitzar el procés d'obtenció dels dissenys definitius. L'automatització total del procés de disseny d'una biga òptima amb el software desenvolupat no s'ha pogut dur a terme completament, i per a l'ús dels diferents programes es requereix realitzar alguns passos manuals, una automatització completa del programa estalviaria temps de disseny i disminuiria la possibilitat de cometre errors degut al factor humà.

3.5 Conclusions

L'objectiu principal d'aquest TFG era ajudar a l'equip Trençalòs en la seva tasca de disseny i construcció de l'avió per participar a la competició *Air Cargo Challenge* 2019, proveint l'equip amb un disseny estructural. Aquest objectiu s'ha complert amb el disseny resultant d'aquest TFG i confirmat amb les dades dels assajos experimentals que s'han fet i que es faran. Les proves confirmen que l'estructura definitiva serà més lleugera que les anteriors utilitzades per l'equip en les darreres edicions.

En termes de desenvolupament de software, s'ha programat un model de càlcul més senzill que els utilitzats anteriorment per l'equip i ajustat amb les dades extremes dels assajos experimentals per proveir una biga òptima dins de les condicions de càrrega establertes. Les bigues produïdes han sigut lleugerament més pesades que la solució donada pel programa, degut a imperfeccions en el procés de laminació i assamblatge.

En termes de resistència de les bigues produïdes, la primera generació va servir per poder detectar els principals problemes del disseny inicial com la fallada del material en situacions de càrrega baixes degut al vinclament del reforç de fibra superior. La segona generació de bigues va superar els problemes de vinclament per poder aguantar les càrregues imposades, sent una biga de 80g capaç d'aguantar una càrrega de 22kg en un assaig de tres punts.

Per a la laminació de la fibra caldria millorar el procés per obtenir unes bigues més lleugeres, amb un pes real després de ser processades més proper al pes teòric calculat pel programa amb la geometria de la biga i les densitats dels diferents materials. Considerar altres mètodes com la infusió de la resina o l'ús de làmines pre-impregnades i provar de construir els mateixos models amb els nous processos per aconseguir dades suficients per decidir quin dels processos és el millor per al processat de peces laminades.

En resum, els objectius d'aquest TFG s'han complert i s'ha pogut extreure un disseny més lleuger que els desenvolupats anteriorment a l'equip Trençalòs, una fita important per aconseguir un millor resultat a la competició. Però la feina no s'acaba aquí, abans de construir el model definitiu cal assajar l'estructura interna assemblada, concloure la construcció de l'avió i provar l'avió en vol per poder portar a Stuttgart una bona representació de la Universitat Politècnica de Catalunya i de l'ESEIAAT.

Bibliografia

- [1] Albert Herrando Moraira. *Study and structural analysis of a monocoque wing with composite materials for a model aircraft*. 2017.
- [2] Gurinder Saran Saran. *Study of the manufacturing process for a monocoque structure wing with composite materials*. 2017.
- [3] EUROAVIA Stuttgart. *ACC Regulations*. 2019. URL: <http://www.euroavia.de/ACC/documents/regulation.pdf>.
- [4] Trençalòs Team. *Air Cargo Challenge 2007 Final report*. 2007.
- [5] Trençalòs Team. *Air Cargo Challenge 2009 Final report*. 2009.
- [6] Trençalòs Team. *Air Cargo Challenge 2011 Final report*. 2011.
- [7] Trençalòs Team. *Air Cargo Challenge 2013 Final report*. 2013.
- [8] Trençalòs Team. *Air Cargo Challenge 2015 Final report*. 2015.
- [9] Oriol Chandre. *Study of the fabrication of a monocoque structure with composites*. 2016.
- [10] Michael C.Y. Niu. *Composite Airframe structures*. Third edition. Hong Kong Conmmilit Press limited, 2010. ISBN: 9627128066.
- [11] Airfoil Tools. *Selig S1221-il Data*. 2019. URL: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=s1221-il>.
- [12] T.H.G. Megson. *Aircraft Structures for Engineering Students*. Sixth edition. Elsevier Ltd., 2017. ISBN: 9780081009147.
- [13] RG Faserverbundwerkstoffe. *Kohlegelege ST 100 Product Details*. 2019. URL: <https://shop1.r-g.de/art/192100050-UUD>.
- [14] Teijing Carbon. *Tenax filament yarn*. 2019. URL: <https://www.teijincarbon.com/products/tenaxr-carbon-fiber/tenaxr-filament-yarn>.
- [15] CN models. *Future technology – Carboweave carbon fiber*. 2019. URL: <https://cn-models.com/catalog/carboweave>.
- [16] RG Faserverbundwerkstoffe. *Epoxy Resin Product Details*. 2019. URL: <https://shop1.r-g.de/en/art/100130>.
- [17] Auszac. *Balsa wood Properties Guide*. 2019. URL: https://www.auszac.com/pdf/Balsa_wood_Properties_Guide.pdf.
- [18] EVONIK. *ROHACELL IG-F*. 2019. URL: <https://www.rohacell.com/product/rohacell/en/products-services/rohacell-ig-ig-f/>.
- [19] FibreGlast. *Vacuum Bagging Equipment and Methods — Fibre Glast*. 2019. URL: <http://www.%0Cbgreglast.com/product/%20vacuum-bagging-equipment-and-techniques-for-room-temp-applications>.

- [20] Fundació CIM - UPC. *Mecanizado CNC*. 2019. URL: <https://www.fundaciocim.org/es/fabricacio/mecanitzat-cnc>.
- [21] John David Anderson. *Introduction to flight*. McGraw-Hill, 2005. ISBN: 9780073380247.
- [22] John David Anderson JR. *Fundamentals of aerodynamics*. Tata McGraw-Hill Education, 1985. ISBN: 9781635496871.
- [23] Manohar P. Kamat. *Structural Optimization*. AIAA, 1993.
- [24] David J. Peery. *Aircraft Structures*. Dover Publications, 2011. ISBN: 9780486485805.